

Návrh úloh pro laboratorní model  
helikoptéry  
Tasks Design for Laboratory Stand  
Helicopter

Autor práce:

Stanislav Brožek

Vedoucí práce:

doc. Ing. Renata Wagnerová, Ph.D.

Ostrava 2019/2020

## Zadání bakalářské práce

Student: **Stanislav Brožek**  
Studijní program: **B2341 Strojírenství**  
Studijní obor: **3902R001 Aplikovaná informatika a řízení**  
Téma: **Návrh úloh pro laboratorní model helikoptéry**  
**Tasks Design for Laboratory Stand Helicopter**  
Jazyk vypracování: **čeština**

### Zásady pro vypracování:

1. Seznamte se s laboratorním modelem helikoptéry CE150 a otestujte jeho funkčnost.
2. Proveďte analýzu a syntézu systému a jejich správnost ověřte pomocí číslicové simulace i přímo na modelu.
3. Vytvořte návod do cvičení pro samostatnou práci s laboratorním modelem.
4. Zhodnoťte dosažené výsledky a navrhnete směry dalšího řešení.


### Seznam doporučené odborné literatury:

KOUDELA, Tomáš. Návrh a realizace robustních algoritmů řízení pro vybrané technologické procesy. Ostrava, 2006. Diplomová práce. Vysoká škola báňská - Technická univerzita Ostrava.  
PAULŮ, Dominik. Řízení modelu vrtulníku pomocí PID regulátorů. Liberec, 2018. Bakalářská práce. Technická univerzita v Liberci.  
VÍTEČEK, Antonín a Miluše VÍTEČKOVÁ. Zpětnovazební řízení mechatronických systémů [online]. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava [cit. 2018-01-04]. ISBN 978-80-248-3232-6. Dostupné z: <http://books.fs.vsb.cz/ZRMS/zpetnovazebni-rizeni-mechatronickych-systemu.pdf>  
MathWorks [online]. United States: The MathWorks [cit. 2018-01-17]. Dostupné z: <https://www.mathworks.com/>  
Humusoft, CE150 Helikopter model. User's manual. Praha: HUMUSOFT, 2002.


Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí bakalářské práce: **doc. Ing. Renata Wagnerová, Ph.D.**

Datum zadání: 20.12.2019  
Datum odevzdání: 18.05.2020

  
doc. Ing. Renata Wagnerová, Ph.D.  
vedoucí katedry



  
prof. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.  
děkan fakulty

**Místopřísežné prohlášení studenta**

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě dne 18. května 2020



**Podpis autora práce**

Prohlašuji, že:

- jsem si vědom, že na tuto moji závěrečnou bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č.121/2000Sb.Zákon o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (dále jen Autorský zákon), zejména §35 (Užití díla v rámci občanských či náboženských obřadů nebo v rámci úředních akcí pořádaných orgány veřejné správy, v rámci školních představení a užití díla školního) a §60 (Školní dílo),
- beru na vědomí, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo užit tuto závěrečnou bakalářskou práci nekomerčně ke své vnitřní potřebě (§35 odst.3 Autorského zákona),
- bude-li požadováno, jeden výtisk této bakalářské práce bude uložen u vedoucího práce,
- s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užit dílo v rozsahu § 12 odst.4 Autorského zákona,
- užit toto své dílo, nebo poskytnout licenci k jejímu využití, mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše),
- beru na vědomí, že podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů – že tato bakalářská práce bude před obhajobou zveřejněna a na pracovišti vedoucího práce a v elektronické podobě uložena a po obhajobě zveřejněna v Ústřední knihovně VŠB-TUO, a to bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě dne 18. května 2020



Podpis autora práce

Jméno a příjmení autora práce:

Stanislav Brožek

Adresa trvalého pobytu autora práce:

Radkov 75, Radkov, 74784

## Anotace

BROŽEK, S. Identifikace a návrh řízení modelu helikoptéry CE150: bakalářská práce. Ostrava: VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Katedra automatizační techniky a řízení, 2020, 45 s. Vedoucí práce: WAGNEROVÁ, R.

Bakalářská práce se zabývá experimentální identifikací modelu helikoptéry CE150 od firmy Humusoft, návrhem regulátorů jak pro jednorozměrovou, tak i pro dvourozměrovou regulaci a následným simulačním ověřením. V práci je postupně popsán model helikoptéry a jeho možnosti nastavení, průběh a podmínky měření, aproximace naměřených dat, návrh konvenčního regulátoru a otestování funkčnosti na reálném modelu. Součástí bakalářské práce je návod do cvičení pro samostatnou práci s laboratorním modelem. Použité postupy a návod usnadňují budoucí práci, konkrétně s modelem CE150. V závěru jsou shrnuty poznatky z této bakalářské práce.

Klíčová slova: analýza, helikoptéra, MIMO, MPM, regulace, řízení, SIMC, syntéza

## Annotation

BROŽEK, S. Identification and design of control CE 150 helicopter model: Bachelor Thesis. Ostrava: VŠB – Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Department of Control Systems and Instrumentation, 2020, 45p. Thesis head: WAGNEROVÁ, R.

The thesis deals with experimental identification of model of helicopter CE 150 from Humusoft company, design of controllers for one-dimensional and also two-dimensional control and subsequent simulation verifications. The introduction part describes the model of the helicopter and its possibilities of setting. The following sections describe the achieved results and conditions of measurement, approximation of measured data, design of a conventional controller and testing of functionality on real model. The used procedures are summarized in a manual to facilitate future work with the model CE150.

Key words: analysis, control, helicopter, MIMO, MPM, regulation, SIMC, synthesis

## Seznam použitých symbolů

$G_s$  – přenos regulované soustavy

$G_R$  – přenos regulátoru

$G_o$  – přenos otevřeného regulačního obvodu

$G_{K\check{C}}$  – přenos korekčního členu

$k_p^*$  – zesílení regulátoru

$k_I^*$  – váha integrační složky regulátoru

$k_D^*$  – váha derivační složky regulátoru

$k_1$  – zesílení přenosu

$T_d$  – dopravní zpoždění

$T_W$  – doba regulace

$T_I^*$  – integrační časová konstanta

$T_D^*$  – derivační časová konstanta

$T_1, T_2$  – setrvačná časová konstanta

$s$  – komplexní proměnná v L-transformaci

$t$  – čas

$T$  – vzorkovací perioda

$u(t)$  – vstupní hodnoty systému (akční veličina)

$y(t)$  – výstupní hodnoty systému (regulovaná veličina)

$\alpha$  – koeficient u MPM

$\beta$  – koeficient u MPM

$\varphi$  – azimut

## Seznam použitých zkratk

IRC – Incremental rotary encoder – inkrementální rotační snímač

MIMO – Multiple Input Multiple Output – více rozměrový systém

MPM – metoda požadovaného modelu

PD – proporcionálně derivační regulátor

PID – proporcionálně integračně derivační regulátor

PWM – Pulse Width Modulation – pulsní šířková modulace

SIMC – Simple Control – metoda návrhu regulátoru

# Obsah

Úvod .....	9
1 Popis modelu helikoptéry CE150 .....	10
2 Sestavení matematického modelu.....	11
2.1 Určení pracovního bodu.....	11
2.2 Popis měření .....	12
2.3 Měřicí rozhraní .....	13
2.4 Měření vlivu zadní vrtule na pohyb v jednotlivých osách.....	13
2.5 Měření vlivu horní vrtule na azimut.....	15
2.6 Měření vlivu horní vrtule na pohyb v jednotlivých osách.....	16
2.7 Měření vlivu horní vrtule na pohyb v jednotlivých osách, při posunutí těžiště ...	17
2.8 Úprava dat.....	17
2.9 Aproximace upravených charakteristik naměřených dat .....	19
3 Návrh PD regulátoru.....	23
3. 1 Úprava přenosů.....	23
3. 2 Výpočet stavitelných parametrů regulátorů .....	23
4 Aplikace PD regulátoru na simulační model a reálný model .....	25
4.1 Simulace izolovaných systémů .....	25
4.2 Simulace propojených systémů .....	26
4.3 Návrh korekčního členu .....	27
4.4 Aplikace PD regulátoru na reálný model .....	30
5 Návrh PID regulátoru .....	32
6 Aplikace PID regulátoru na simulační model a reálný model .....	33
6.1 Simulace propojených systémů .....	33
6.2 Aplikace PID regulátoru na reálný model .....	34
7 Návod do cvičení .....	36
7.1 Seznámení se s modelem.....	36
7.2 Měření přechodové charakteristiky .....	36
7.2.1 Důležité body pro měření .....	37
7.2.2 Postup měření:.....	38
7.3 Aproximace .....	39
7.4 Návrh regulátoru .....	40
7.5 Simulace .....	40
7.6 Testování vypočtených hodnot PID regulátoru .....	41
8 Závěr.....	42

10. Seznam použité literatury .....	45
-------------------------------------	----



## Úvod

Matematické modely systémů se dnes používají pro vývoj a konstrukci různých zařízení všude kolem nás. Správně vytvořený model, který odpovídá nastavenému měřítku chování reálného systému, umožňuje provést číslicovou simulaci funkčnosti zařízení, bez toho aniž bychom potřebovali dané zařízení fyzicky sestavit. Tím můžeme předejít nesprávnému prvotnímu návrhu nebo upozornit na neočekávané chování systému.

Při vytváření matematického modelu, je důležité si nastavit mantinely, ve kterých budu daný model řešit. To znamená ujasnit si, kdy je veličina pro nás podstatná a má určitý vliv na systém, tak že ji nelze zanedbat anebo je zanedbatelná a do řešení ji vůbec nezahrnu.

S matematickým modelem, se v téhle práci pokračuje při návrhu regulátoru pro model helikoptéry CE150. Cílem je dosažení optimální reakce na změnu žádané veličiny a shrnutí provedených kroků do návodu, který má přehledně popsat kroky provedené k dosažení prezentovaných výsledků.

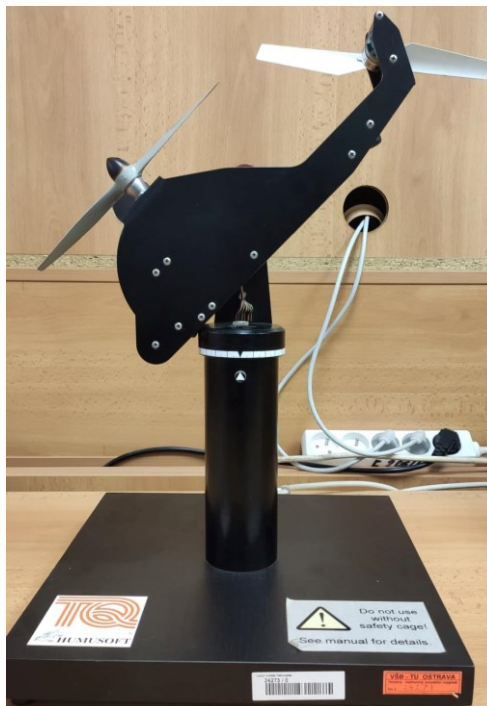
# 1 Popis modelu helikoptéry CE150

Model helikoptéry je stacionárně umístěný a slouží k nácviku identifikace systémů a následnému studiu dynamiky a regulace podle naměřených hodnot.

Model má dva stupně volnosti, kdy se může otáčet kolem svislé osy (azimut) o  $270^\circ$  a naklánět kolem osy procházející kolmo bokem helikoptéry (elevace) o  $90^\circ$ . Dalším nastavitelným parametrem je těžiště, které simuluje různé rozložení zátěže a vnáší do systému poruchovou veličinu.

Pohyb helikoptéry je zajištěn dvěma vrtulemi, kdy v původním provedení je horní vrtule značně větší, oproti vyrovnávací, ale model pro mé měření byl upraven a vrtule jsou téměř shodné. Vrtule jsou ovládány stejnosměrnými motory napájenými napětím v rozsahu 0–10 V. Obě vrtule se mohou otáčet oběma směry. Rozsah napětí je rozdělen na dva intervaly kdy v intervalu (0; 5) V se vrtule točí jedním směrem a v intervalu (5; 10) V se vrtule otáčí druhým směrem, pro plynulost přechodu mezi směry otáčení jsou při 5 V nulové otáčky. Jelikož je jedno maximum rotace při 0 V, tak princip řízení je na základě brždění motoru. Napětí posílané na jednotlivé motory je řízeno pomocí PWM. Otáčky na obou vrtulích jsou snímány pomocí IRC snímače.

Model helikoptéry CE150 je systém typu MIMO, což je mnoho rozměrový systém, konkrétně model CE150 je dvourozměrný systém, protože má dva stupně volnosti, kdy na pohyb jednotlivých stupňů volnosti ovlivňují oba akční členy (vrtule). Na změnu elevace má hlavní vliv horní vrtule, která generuje vztlak, krouticí moment vrtule dále ovlivňuje azimut. Zadní vrtule má primární cíl kompenzovat vytvořený krouticí moment hlavní vrtule a regulovat pohyb azimutu, ale svou rotací také generuje krouticí moment, který není ale nějak významný, aby nějak zásadně ovlivnil elevaci. (1)



Obrázek 1 – Helikoptéra CE 150

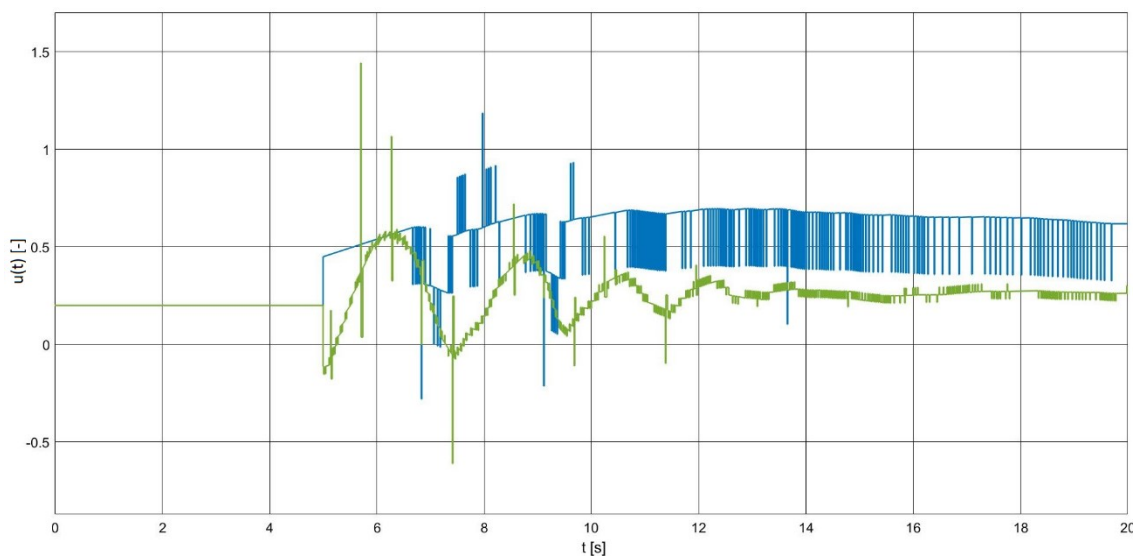
## 2 Sestavení matematického modelu

Pro sestavení matematického modelu, je potřeba znát důkladně vlastnosti a omezení daného systému. Základní vlastnosti a omezení, jsem popsal v předcházející kapitole.

Identifikaci systému jsem provedl pomocí série několika měření, které jsem si nastavil tak, abych byl schopen porovnat matematické modely systémů za různých podmínek. Model helikoptéry, jsem popsal, jako dva závislé systémy, které jsem při měření rozdělil a měřil každý zvlášť, abych zjistil jejich oddělenou reakci na vstupní veličinu.

### 2.1 Určení pracovního bodu

Abych byl schopen relativně věrně určit chování modelu, tak jsem musel zjistit, při jakých vstupních hodnotách běžně funguje. Pro tenhle účel jsem využil hodnoty PID regulátoru navržené výrobcem modelu, hodnoty nebyly optimální, protože model má vyměněnou vrtuli, čímž se změnila jeho vlastnosti, ale díky robustnosti regulátoru, je schopen s kmitáním stále regulovat.

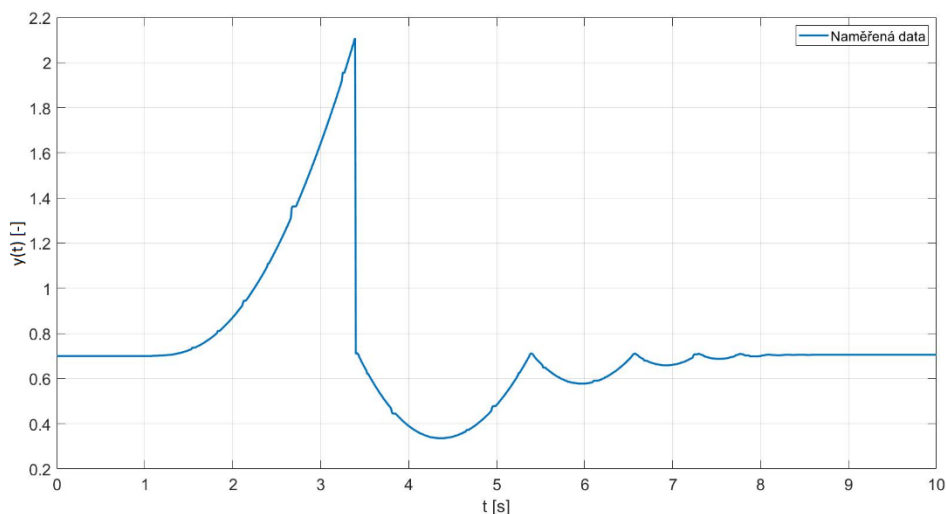


Obrázek 2 – Určení pracovního bodu

Tím jsem zjistil, že model pracuje při regulaci elevace v okolí hodnoty 0,6 PWM a při regulaci azimutu v okolí 0,3 PWM. Zjištěné hodnoty byly pro regulaci na žádanou hodnotu 0, s jinou žádanou hodnotou se bude napětí mírně lišit. Největší změny do regulace, ale vnáší nastavení těžiště.

## 2.2 Popis měření

Cílem měření bylo zjistit odezvu na skokovou změnu vstupní veličiny (přechodovou charakteristiku) a následně určit charakter průběhu.



Obrázek 3 – Výstup měření Azimutu u zadní vrtule helikoptéry, podélná osa čas  $t$  [s] a svislá osa azimut  $\varphi$  [rad]

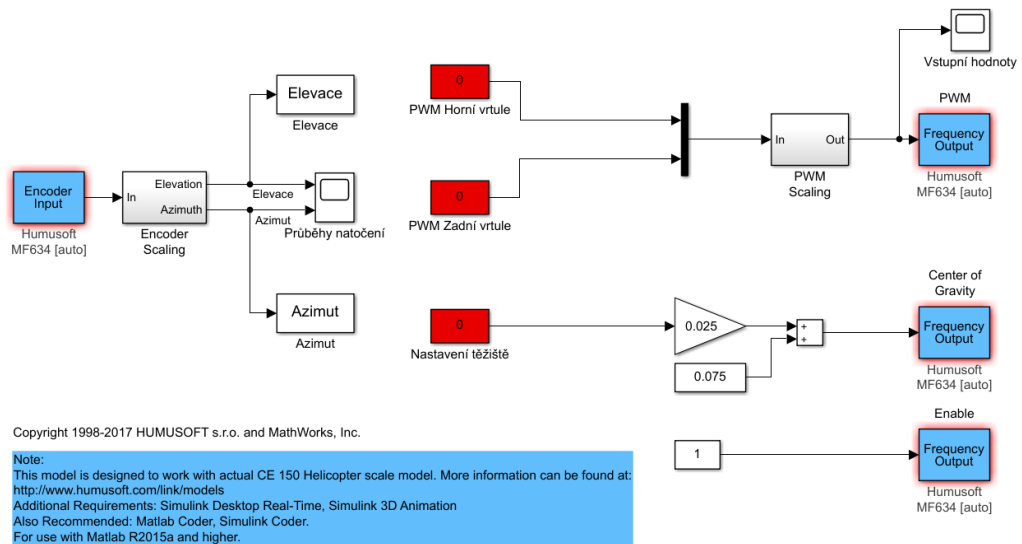
První důležitá věc viditelná z grafu je, že jde o systém s integračním charakterem, to znamená, že pokud by měřená veličina neměla fyzické omezení, tak by nabývala hodnoty do nekonečna. Což u helikoptéry znamená otáčení se stále dokola podle dané osy.

Souřadnicový systém helikoptéry je při každém spuštění posunutý o polovinu rozsahu, kdy pro správné fungování je potřeba najet s modelem do referenčního bodu. Prováděná měření, ale byly prováděné bez najetí do referenčního bodu, protože najetí si vyžaduje roztočení jedné z vrtulí, která má určitou setrvačnost, a to by nám mohlo do měření vnést zpomalení. Proto je přibližně v čase 3,3 s strmý skok, který reprezentuje načtený referenční bod.

Přesnost měření se zvyšuje s počtem měření a následným zprůměrováním výsledných hodnot, ale protože se v naměřených hodnotách objevovaly chyby IRC snímače, které by do měření vnesly hrubou chybu, tak jsem po porovnání několika měření se shodnými počátečními parametry vybral to, které obsahovalo nejméně takových chyb. Chyby jsou zřejmé v předchozím grafu jako zuby.

## 2.3 Měřicí rozhraní

K měření jsem využil upravené blokové schéma vytvořené v prostředí MatLab/Simulink pro regulaci. Úprava schématu spočívala v odstranění části s kalibrací, a hlavně v odstranění regulátorů.

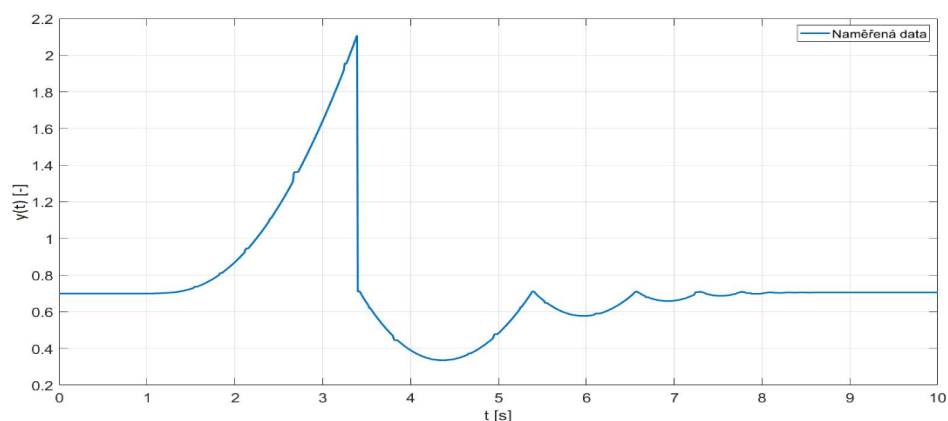


Obrázek 4 – Blokové schéma měřícího obvodu

Blokové schéma je rozdělené na dvě části, kdy na levé straně jsou výstupy z modelu, konkrétně z IRC snímačů, které jsou následně ukládány do proměnných a zároveň vykreslovány do grafu. Na pravé straně jsou bloky pro zadání hodnoty skoku, pro který budeme měřit přechodovou charakteristiku. Dále je pro hodnoty PWM jednotlivých vrtulí zpracování posílaného příkonu do modelu, protože my pracujeme s klidovým stavem 0 V, ale zadní vrtule helikoptéry má klidový stav při napětí 5 V, takže musíme před odesláním hodnot do modelu změnit měřítko PWM signálu.

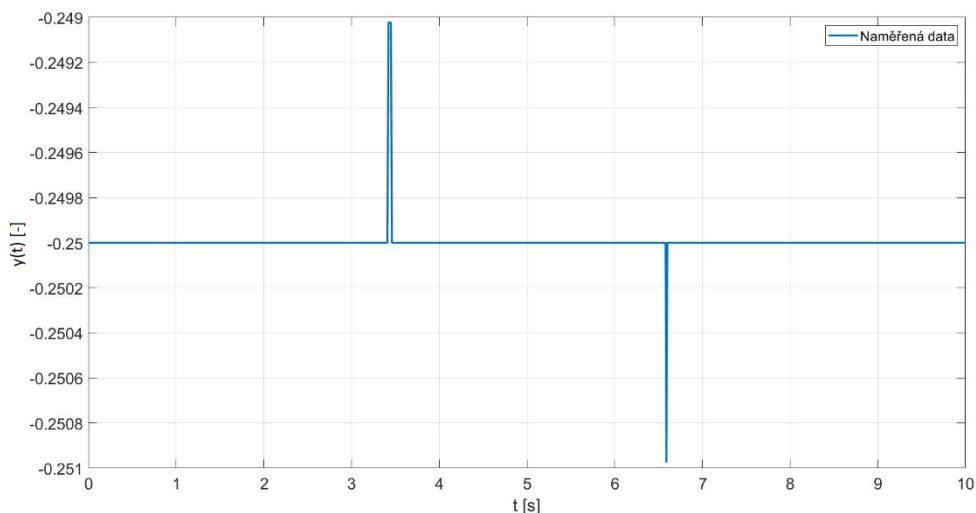
## 2.4 Měření vlivu zadní vrtule na pohyb v jednotlivých osách

První měření jsem zaměřil na zadní vrtuli, abych zjistil její vliv na azimuth a elevaci. Hodnotu napětí na zadní vrtuli jsem nastavil na 0,2 PWM, jde o nejnižší napětí, při kterém se helikoptéra dá do pohybu. Hraniční napětí jsem zjistil experimentálně. Měření probíhalo 10 sekund.



Obrázek 5 – 1. Měření Azimutu

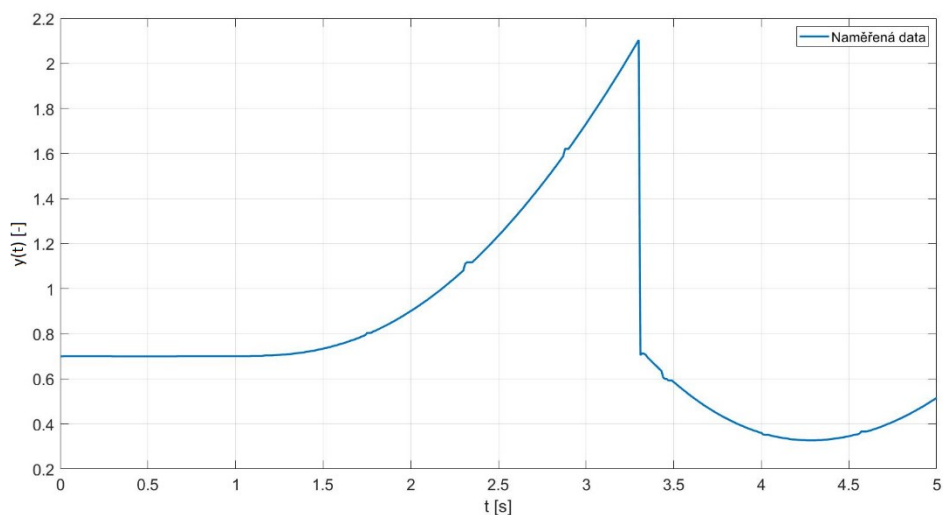
Měření potvrdilo integrační charakter soustavy, zároveň jde vidět dopravní zpoždění, které je dáno rozběhem motoru, protože měření probíhala vždy z vypnutého stavu.



Obrázek 6 – 1. Měření Elevace

Graf elevace ukazuje nulový vliv zadní vrtule na elevaci, která má jako primární úkol kompenzovat krouticí moment horní vrtule. Skoky v grafu jsou chyby snímače způsobené rázy na konci trajektorie helikoptéry.

Druhé měření bylo o potvrzení přechodové charakteristiky z předchozího měření a mít více charakteristik pro následnou aproximaci. Chtěl jsem zjistit odezvu systému, při větším příkonu, zvolil jsem dvojnásobný příkon tj. 0,4 PWM. Měření probíhalo 5 sekund.

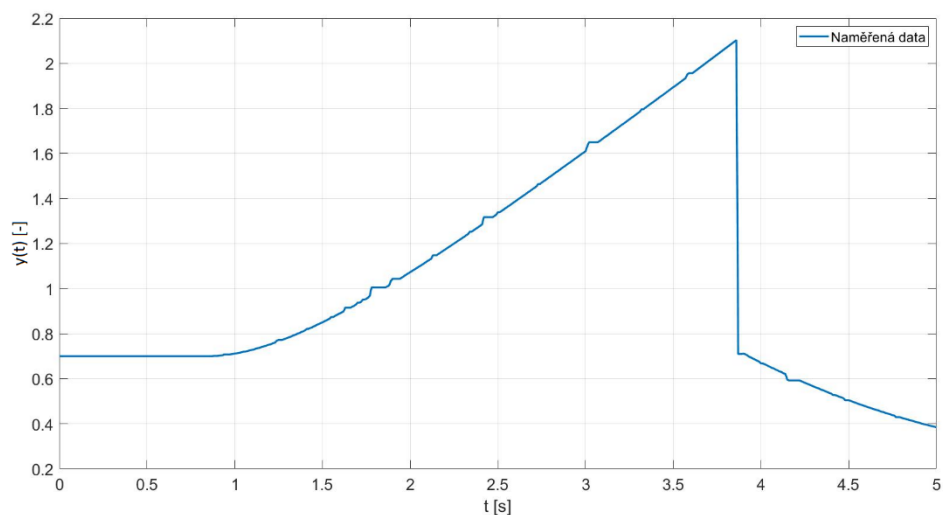


Obrázek 7 - 2. Měření Azimutu

Výsledek měření pro druhý experiment s větším příkonem ukázal, že systém se při nulovém odporu proti pohybu chová podobně jako při polovičním příkonu. Dalším důležitým ukazatelem, je že systém celkem rychle dosáhne linearitu, tzn., že po odeznění přechodového děje se přírůstek natočení nadále nezrychluje nebo nezpomaluje.

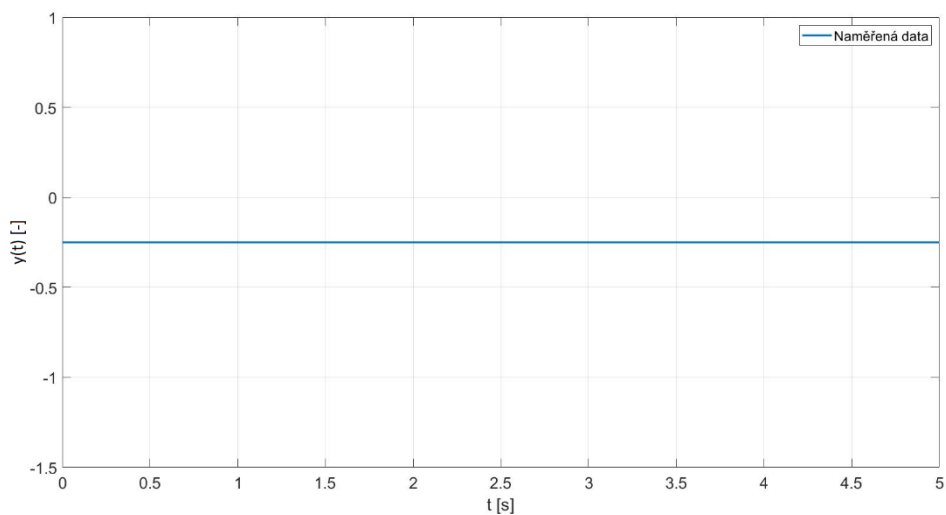
## 2.5 Měření vlivu horní vrtule na azimut

U tohoto měření jsem zkoumal vliv horní vrtule na azimut. Experimentálně, jsem si zjistil hranici napětí, při kterém vrtule dosáhne dostatečného vztlaku, který se projeví v grafu elevace. Ale jelikož já jsem zkoumal vliv na azimut, tak jsem schválně zvolil příkon 0,2 PWM, kdy horní vrtule generuje dostatečný krouticí moment pro změnu azimutu, ale nikoli dostatečný vztlak pro změnu elevace. Doba měření byla 5 sekund.



Obrázek 8 – 3. Měření Azimutu

Z měření jde vidět, že vliv na Azimut horní vrtule je menší než vliv zadní vrtule.

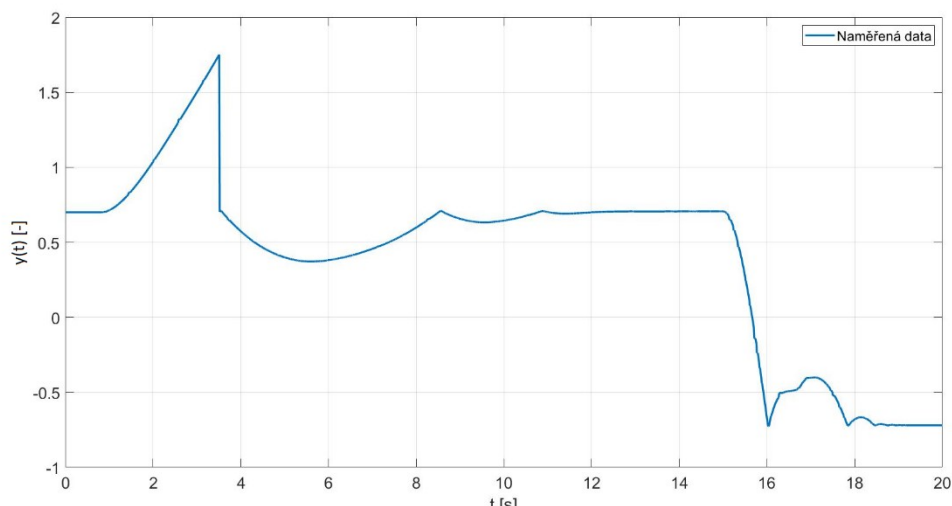


Obrázek 9 – 3. Měření Elevace

Napětí na vrtuli bylo zvoleno tak, aby způsobený vztlak nepůsobil změnu v elevaci.

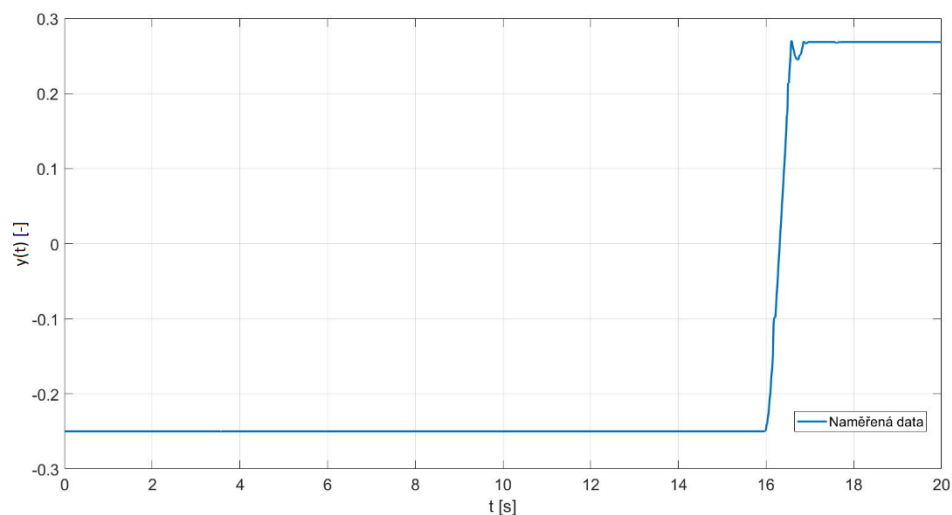
## 2.6 Měření vlivu horní vrtule na pohyb v jednotlivých osách

Měření bylo první měření, při kterém jsem zjišťoval odezvu elevace a azimutu zároveň. Měření bylo specifické, protože všechna předchozí měření začínala na opačné straně, než je referenční bod a při zadání kladného napětí, bych nemohl zjistit odezvu azimutu, ale jen elevace, tak první 15 sekund měření jde na vrtuli příkon -0,2 PWM, čímž se helikoptéra dostane do referenčního bodu, ve chvíli, kdy se helikoptéra ustálí v referenčním bodě, tj. po 15 sekundách na vrtuli jde příkon 0,6 PWM. Tímto okamžikem pro mě začíná měření, které trvá 5 sekund.



Obrázek 10 - 4. Měření Azimutu

Pro mě zajímavý úsek je až od času 15 sekund až do konce, předcházející úsek jsem měřil v předchozím měření.



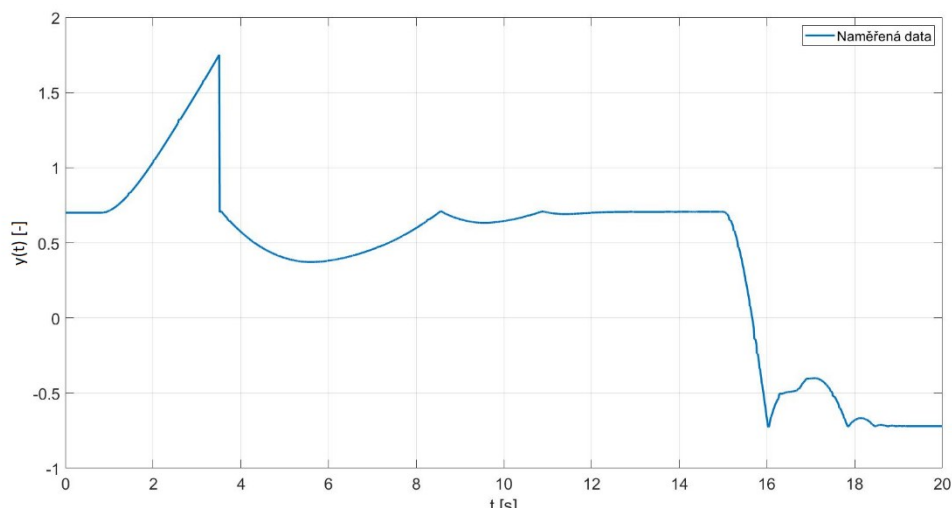
Obrázek 11 – 4. Měření Elevace

Odezva elevace je velmi rychlá.



## 2.7 Měření vlivu horní vrtule na pohyb v jednotlivých osách, při posunutí těžiště

Poslední měření, při kterém jsem zkoušel odezvu azimutu a elevace, časové podmínky byly stejné jako při předchozím měření, jen jsem změnil těžiště helikoptéry z hodnoty 0 (střed helikoptéry) na hodnotu 0,3, čímž simuluji větší zatížení helikoptéry v oblasti kabiny a v závislosti na vzniklé nerovnováze, jsem musel zvýšit příkon vrtule na 0,7 PWM.



Obrázek 12 – 5. Měření Azimut

Odezva azimutu se znatelně nezměnila v porovnání s předchozím měřením.

### Shrnutí měření

Měření ukázalo, že při různých napětích, se rychlost odezvy zásadně nemění a aproximované funkce by měli vycházet podobně.

## 2.8 Úprava dat

Pro přesnost matematického modelu bylo potřeba naměřená data upravit.

První úprava spočívá v posunutí souřadného systému do polohy, v níž se nachází po dosažení krajní pozice. To znamená, že od všech hodnot azimutu odečteme 0,7, tak aby počáteční hodnota začínala v 0.

Druhá úprava je určení doby, kdy jsou měřená data použitelná. V našem případě to jsou data od začátku měření až po dosažení krajního bodu, kdy systém vykazuje chování integračního systému.

Třetí a zároveň poslední úprava je vyhlazení „zubů“, které jsou viditelné na *Obrázku 1*. Protože se chyby vyskytovaly u všech měření, tak jsem si pro zrychlení a zpřesnění práce napsal jednoduchý algoritmus, který problémová místa proložil přímkou. Jelikož pro aproximaci jsem zvolil metodu dvou bodovou a tří bodovou a pro ně by vyhlazování nebylo potřeba, kdyby se chyby nevyskytovaly v bodech potřebných pro aproximaci, ale ne u všech měření se chyby objevily na správných místech.

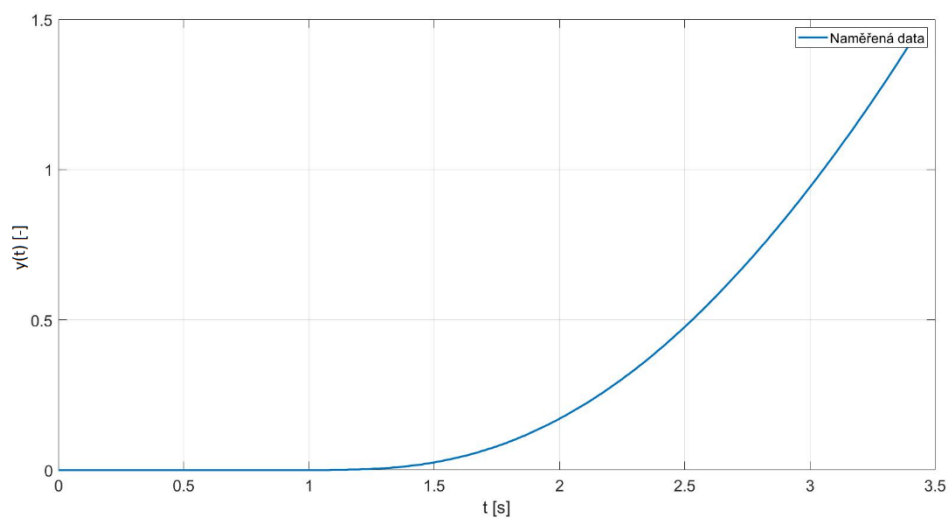
```

1 - load upr_mereni22.mat
2 - %Zkraceni matice a korekce
3 - %-----
4 - Elevace=E1(1501:1679);
5 - Elevace=Elevace+0.25;
6 - tEl=tout(1501:1679);
7 - tEl=tEl-15;
8 - %-----
9 - a=171;
10 - b=174;
11
12 - x1=tEl(a,1);
13 - y1=Elevace(a,1);
14 - x2=tEl(b,1);
15 - y2=Elevace(b,1);
16
17 - k=(y1-y2)/(x1-x2);
18 - q=y1-k*x1;
19 - %-----
20 - a=a+1;
21 - %-----
22 - while a < b
23 -     y=k*tEl(a,1)+q;
24 -     Elevace(a,1)=y;
25 -     a=a+1;
26 - end
27
28 - save upr_mereni22.mat;

```

Obrázek 13 – Program pro vyhlazení naměřených charakteristik

Program je stejný pro úpravu naměřených dat azimutu i elevace, kdy se ručně musí změnit názvy proměnných. Při prvním spuštění se musí vytvořit kopie původních naměřených hodnot, které si bude program načítat.

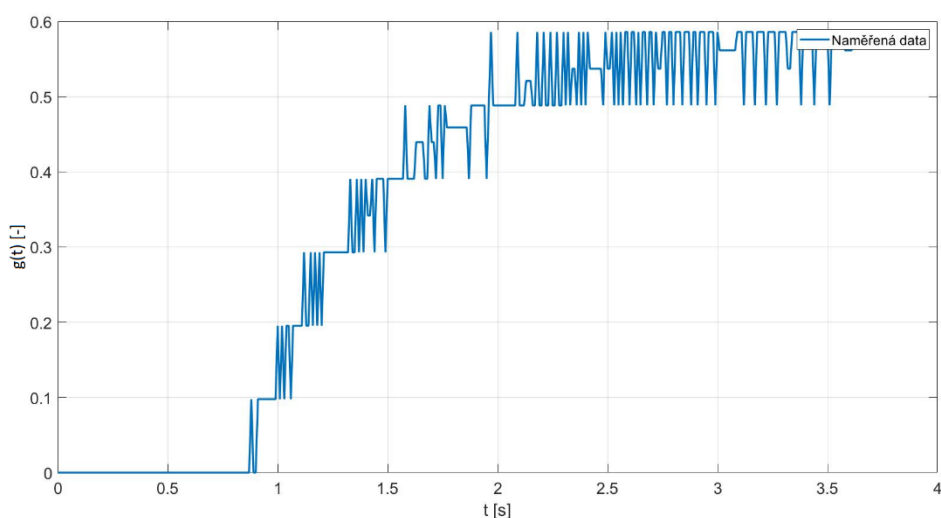


Obrázek 14 – Upravená charakteristika azimutu

## 2.9 Aproximace upravených charakteristik naměřených dat

Aproximace je sled matematických operací, pomocí kterých naměřená data nahradíme matematickou funkcí. Existuje mnoho popsaných metod, které lze použít. Já po předchozích zkušenostech s aproximací jsem zvolil metodu dvoubodovou, při které zjistíme časy, které odpovídají 70% ustálené hodnoty a 33% ustálené hodnoty a ty pak dosadíme do vztahů definovaných pro použitou metodu. Pro porovnání jsem zvolil ještě metodu třibodovou, která se zakládá na stejném principu, jako varianta dvou bodová, jen zjišťujeme časy, kdy se hodnoty dostanou na 70 %, 26 % a 9 % ustálené hodnoty. (2)

Mnou zvolené metody aproximace jsou definované pro proporcionální systémy, proto jsem musel mnou naměřené integrační charakteristiky derivovat, abych mohl metody správně aplikovat.



Obrázek 15- Derivace křivky Azimutu

Jak je vidět na obrázku 15, tak derivace zvýraznila kmitání naměřených hodnot v oblasti nejistoty měření, to jsem musel vyřešit rozdělením derivované funkce na několik dílčích funkcí, které jsem proložil přímkou, ze které jsem odečítal hodnoty potřebné pro aproximační hodnoty

Pro výpočet a vykreslení funkcí, jsem si napsal jednoduchý program v prostředí MatLab.

```

1 - load upr_merenilz.mat
2 - %Derivace funkcí
3 - dAzimuth=0*Azimuth;
4 - dAzimuth(2:end,1)=diff(Azimuth)/t(2,1);
5 - d2Azimuth=0*Azimuth;
6 - d2Azimuth(2:end)=diff(dAzimuth)/t(2,1);
7 - tdA1=3.37;
8 - tdA2=3.39;
9 - dA1=dAzimuth(338,1);
10 - dA2=dAzimuth(340,1);
11 - dAstr=(dA1+dA2)/2;
12 - %Tří bodová metoda
13 - u=1 ;
14 - k1=dAstr/u;
15 - %k1=7;
16 - dA70=0.7*dAstr;
17 - tdA70=2.75;
18 - dA26=0.26*dAstr;
19 - tdA26=1.82;
20 - dA09=0.09*dAstr;
21 - tdA09=1.5;
22 -
23 - TdTrib=2*tdA09-tdA26;
24 - B=0.83*tdA70-0.24*tdA26+0.48*tdA09-TdTrib;
25 - C=4*((tdA26-tdA09)^2);
26 - T1Trib=(B+((B^2)-4*C)^(1/2))/2;
27 - T2Trib=(B-((B^2)-4*C)^(1/2))/2;
28 -
29 - GdA1=tf(k1,conv([T1Trib 1],[T2Trib 1]),'OutputDelay',TdTrib);
30 - dA1=step(GdA1,t)*u;
31 - s=tf('s');
32 - GAA1=k1*(exp(-TdTrib*s))/(s*((0.4096)*(s^2)+1.386*s+1));
33 - AA1=step(GAA1,t)*u;
34 -
35 - eAI=Azimuth-AA1;
36 - EAI=sum(abs(eAI));
37 - %Dvoubodová metoda
38 - dA33=0.33*dAstr;
39 - tdA33=1.995;
40 -
41 - TdVar1=1.498*tdA33-0.498*tdA70;
42 - TVar1=1.245*(tdA70-tdA33);
43 -
44 - GdA11=tf(k1,[TVar1 1],'OutputDelay',TdVar1);
45 - dA11=step(GdA11,t)*u;
46 - s=tf('s');
47 - GAA11=k1*(exp(-TdVar1*s))/(s*((0.9773)*s+1));
48 - AA11=step(GAA11,t)*u;
49 - eAI11=Azimuth-AA11;
50 - EAI11=sum(abs(eAI11));
51 -
52 - %Vykreslení f-ci
53 - figure('Name','Measured Data');
54 - plot(t,Azimuth,t,AA1,'g-',t,AA11,'r-');
55 - xlabel('t[s]');
56 - ylabel('u[V]');
57 - title('Graf Aproximovaných funkcí 1.Měření');
58 - legend('Naměřená data','Tří-bodová metoda','Dvou-bodová metoda');
59 - grid;

```

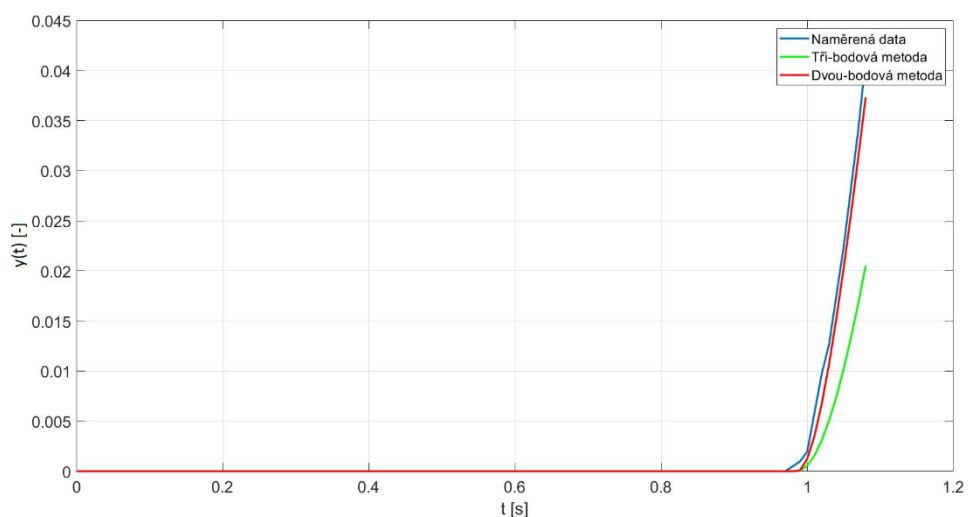
Obrázek 16 – Program pro aproximaci naměřených dat

Výsledky aproximací jsem pro porovnání seřadil do tabulky podle pořadí měření. Každé měření má pro osu, kde byla naměřená nějaká odezva na vstupní signál dva řádky, protože jsme použili dvě metody aproximace, jedinou výjimkou je měření při změně těžiště, kdy mi při výpočtu vyšlo záporné dopravní zpoždění, a tím pádem jsem nemohl danou metodu použít. Pro porovnání přesnosti metod, jsem počítal rozdíl od naměřených hodnot v každém bodě měření a následně jsem sečetl absolutní hodnoty těchto rozdílů.

V tabulce jsou zvýrazněny řádky, které jsem vybral pro návrh regulátoru nebo pro tvorbu simulačního schématu. Aproximaci chování s posunutým těžištěm, jsem i přes malou odchylku aproximace nemohl použít, protože pro každou změnu těžiště je potřeba upravit nastavení regulátoru.

Tabulka 1 – Výsledných funkcí

Měření	Přenos	Odchylka $E$ [-]
1.1 Azimut	$G_s(s) = \frac{1,318}{s \cdot (0,977s + 1)} \cdot e^{-1,619s}$	16,651
	$G_s(s) = \frac{1,318}{s \cdot (0,958s + 1)(0,427s + 1)} \cdot e^{-1,180s}$	4,857
1.2 Azimut	$G_s(s) = \frac{1,294}{s \cdot (0,940s + 1)} \cdot e^{-1,54s}$	15,267
	$G_s(s) = \frac{1,294}{s \cdot (0,953s + 1)(0,394s + 1)} \cdot e^{-1,140s}$	8,074
2.1 Azimut	$G_s(s) = \frac{1,172}{s \cdot (0,747s + 1)} \cdot e^{-0,741s}$	2,177
	$G_s(s) = \frac{1,172}{s \cdot (0,677s + 1)(0,065s + 1)} \cdot e^{-0,815s}$	10,790
2.2 Azimut	$G_s(s) = \frac{0,3596}{s \cdot (0,351s + 1)} \cdot e^{-0,0624s}$	2,545
	$G_s(s) = \frac{0,3596}{s \cdot (0,348s + 1)(0,052s + 1)}$	0,995
2.2 Elevace	$G_s(s) = \frac{0,2606}{s \cdot (0,99s + 1)} \cdot e^{-1,04s}$	0,768
	$G_s(s) = \frac{0,2606}{s \cdot (1,67s + 1)(0,10s + 1)} \cdot e^{-1,030s}$	3,445
3. Azimut	$G_s(s) = \frac{0,2815}{s \cdot (0,337s + 1)} \cdot e^{-0,086s}$	3,413
	-	-
3. Elevace	$G_s(s) = \frac{0,1953}{s \cdot (0,44s + 1)} \cdot e^{-0,987s}$	0,023
	$G_s(s) = \frac{0,1953}{s \cdot (1,12s + 1)(0,03s + 1)} \cdot e^{-0,983s}$	0,097



Obrázek 17 – Aproximace naměřených dat pro elevaci

Na obrázku 17 jsou aproximované přenosy pro elevaci, kdy dvou bodová metoda vcelku věrně kopíruje průběh naměřených dat, tří bodová metoda se značně odklání. Podobné chování bylo možné sledovat u všech aproximovaných charakteristik, což je způsobeno omezenými možnostmi pohybu modelu, protože při omezeném pohybu se těžko nachází oblast, kde integrační soustava začne růst lineárně.

### 3 Návrh PD regulátoru

Pro návrh regulátoru jsem zvolil metodu požadovaného modelu (MPM), která má výhodu ve snadné aplikaci a potřebný regulátor je definován tvarem přenosu, pro který regulátor navrhujeme.

U přenosů, které jsem získal tří bodovou metodou a měly menší chybu než přenos získaný dvou bodovou metodou, jsem musel provést úpravu přenosu, protože na tvar vycházející z tří bodové metody není možné aplikovat MPM.

#### 3.1 Úprava přenosů

Úpravu jsem provedl sečtením časových konstant přenosu. Pro užití zmíněné úpravy je podstatné, aby časové konstanty byly podobné velikosti, tzn. žádná konstanta nesmí být dominantní.

Originál přenosu (3)

$$G_s(s) = \frac{1,318}{s \cdot (0,958s + 1)(0,427s + 1)} \cdot e^{-1,18s}$$

Upravený přenos (3)

$$G_s(s) = \frac{1,318}{s \cdot (1,385s + 1)} \cdot e^{-1,18s}$$

#### 3.2 Výpočet stavitelných parametrů regulátorů

U MPM jsem byl veden na PD regulátor. Pro výpočet jsem zvolil překmit  $\kappa=0\%$ , i když jsem uvažoval o překmitu  $5\%$ , který je stále přijatelný a zrychlil by odezvu, ale jelikož se jedná o velice rychlé systémy, tak předpokládám, že rozdíl by nebyl postřehnutelný a případný překmit by se vlivem vnesení poruchové veličiny mohl násobně zvětšit.

Překmitu  $0\%$  jsou přiřazeny konstanty  $\alpha=1,282$  a  $\beta=2,718$  (3), které nejsou závislé na jiných parametrech, a použil jsem je u všech zbylých přenosů.

Výpočet stavitelných parametrů  $T_D^*$  a  $k_p^*$  regulátoru je dán vztahy, které definuje tato metoda. Vztahy jsou stejné pro výpočet analogových i digitálních regulátorů, jen pro analogové regulátory je vzorkovací perioda  $T=0$ , tak se vztah zjednoduší. (3)

$$k_p^* = \frac{1}{(\alpha T + \beta T_d)k_1} \Rightarrow k_p^* = \frac{1}{\beta T_d k_1}$$
$$T_D^* = T_1 - \frac{T}{2} \Rightarrow T_D^* = T_1$$

kde je:  $k_p^*$  – zesílení regulátoru,  $T_D^*$  – derivační časová konstanta,  $\alpha$ ,  $\beta$  – koeficienty metody MPM,  $T_d$  – dopravní zpoždění,  $k_1$  – zesílení přenosu.

Do vzniklých vztahů jsem dosadil konstanty potřebných přenosů a vyčíslil.

**Výpočet hodnot pro PD regulátor azimutu:**

$$G_s(s) = \frac{1,318}{s \cdot (1,385s + 1)} \cdot e^{-1,18s} \rightarrow T_1 = 1,385; k_1 = 1,318; T_d = 1,18$$

$$T_D^* = T_1 = \mathbf{1,385}$$

$$k_p^* = \frac{1}{\beta T_d k_1} = \frac{1}{2,718 \cdot 1,385 \cdot 1,318} = \mathbf{0,20}$$

**Výpočet hodnot pro PD regulátor elevace:**

$$G_s(s) = \frac{0,2606}{s \cdot (0,99s + 1)} \cdot e^{-1,04s} \rightarrow T_1 = 0,99; k_1 = 0,2606; T_d = 1,04$$

$$T_D^* = T_1 = \mathbf{0,99}$$

$$k_p^* = \frac{1}{\beta T_d k_1} = \frac{1}{2,718 \cdot 1,04 \cdot 0,2606} = \mathbf{1,36}$$

Návrh regulátoru pro azimut horní vrtule není potřeba, protože ten nebudeme regulovat zvláštním regulátorem, ale bude do systému vstupovat jako chyba, pro kterou systém upravíme.



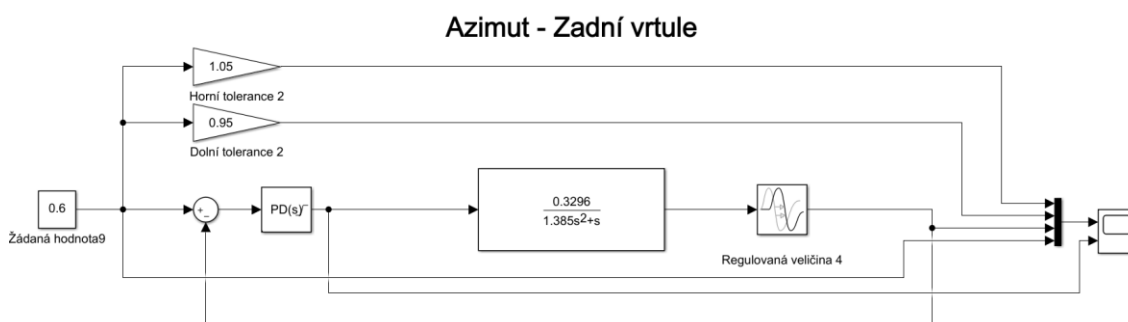
## 4 Aplikace PD regulátoru na simulační model a reálný model

Regulátor z předchozí kapitoly je před aplikací na reálný model otestovat v simulačním prostředí, aby se předešlo neočekávanému chování a odhalily se případné chyby v návrhu.

Pro simulaci jsem využil prostředí Matlab/Simulink.

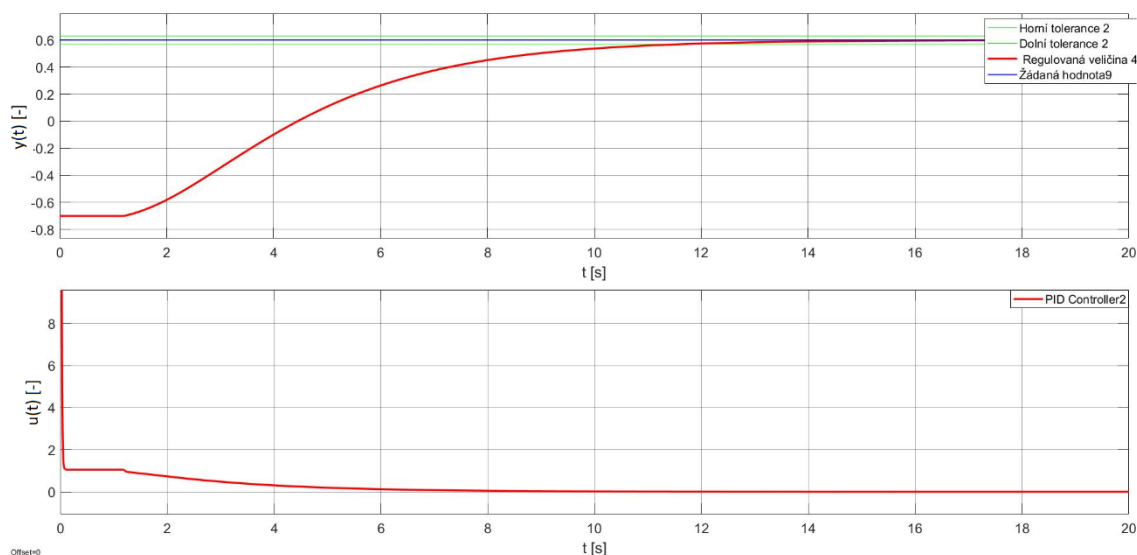
### 4.1 Simulace izolovaných systémů

První krok bylo simulovat jen regulaci jednotlivých akčních členů, bez jejich vzájemné interakce.



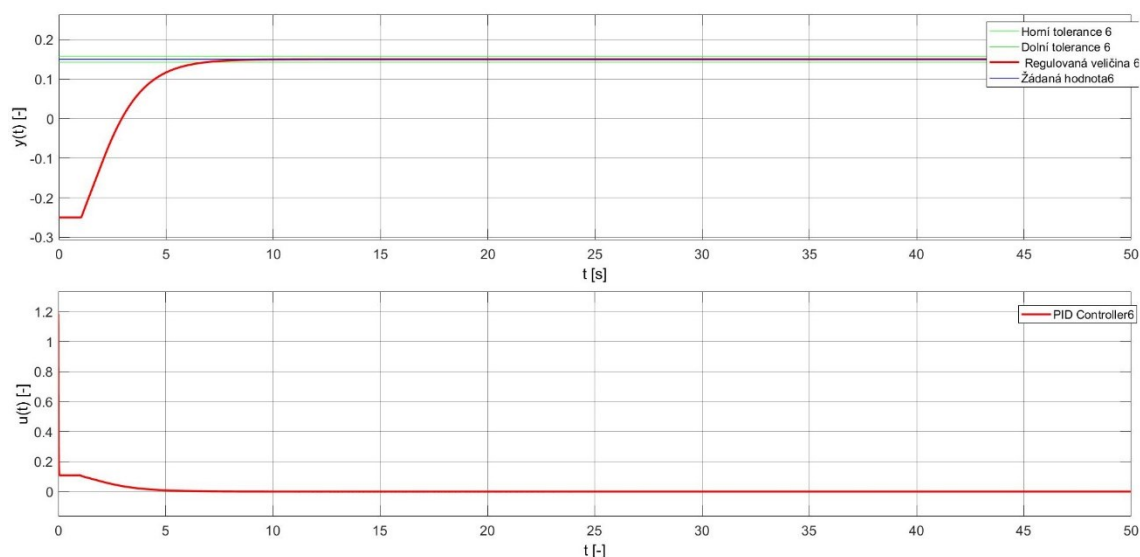
Obrázek 18 – Simulační schéma pro regulaci zadní vrtule

Sestavil jsem simulační blokové schéma (viz. Obrázek 18) a kontroloval jsem velikost překmitu při jednotlivých aplikacích. Oba regulátory by měli fungovat bez překmitu, jelikož tak byly původně navrženy a systém, na který byly aplikovány, se nijak nezměnil.



Obrázek 19 – Graf regulace Azimutu

Na obrázku 19 je ukázán výsledek simulace regulace azimutu ovlivněného jen zadní vrtulí, kdy průběh je dle očekávání.

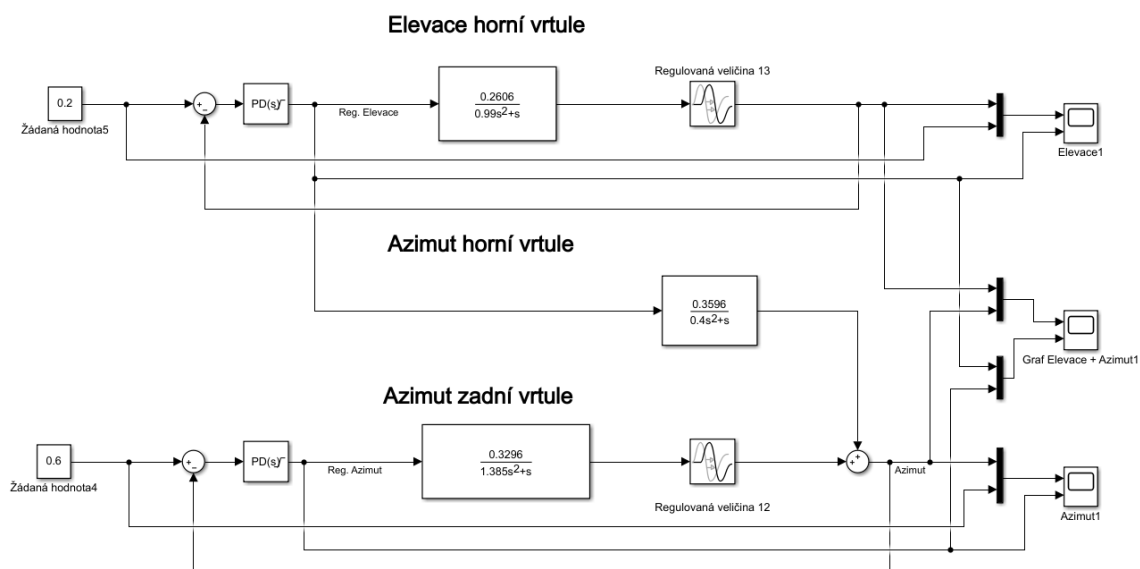


Obrázek 20 – Graf regulace elevace

Očekávání splnila i regulace elevace ukázána na obrázku 20.

## 4.2 Simulace propojených systémů

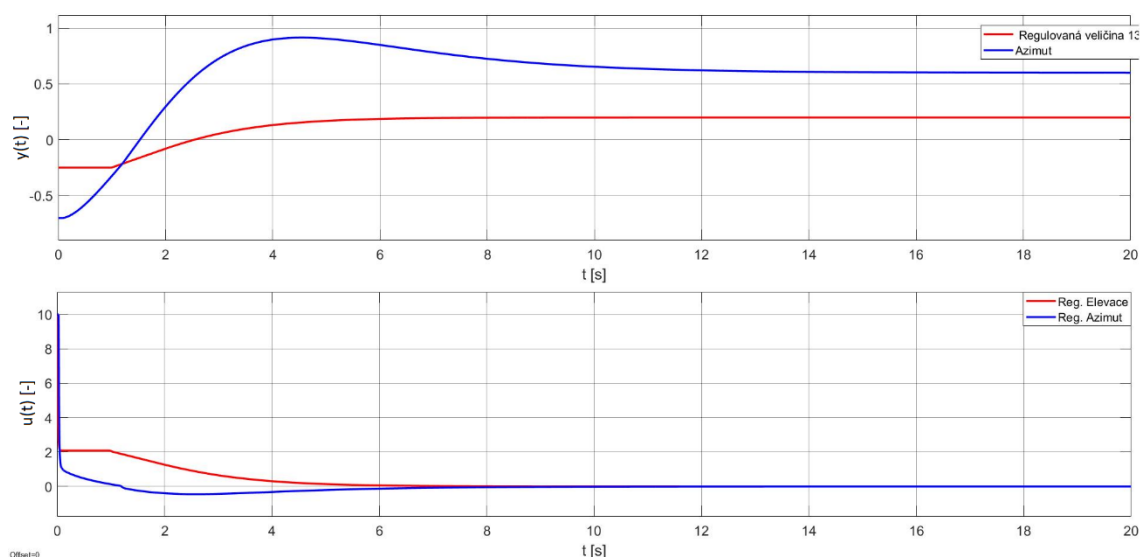
Dalším krokem bylo spojení systému, který reprezentuje azimut a systému, který reprezentuje elevaci.



Obrázek 21 – Schéma modelu v programu MatLab/Simulink

Schéma je sestaveno tak, aby prezentovalo skutečné fungování helikoptéry. Do regulátoru, který řídí elevaci jde žádaná hodnota, regulátor posílá napětí na horní vrtuli a snaží se regulovat elevaci, ve stejnou chvíli paralelně řazený regulátor pro azimut začne posílat napětí na zadní vrtuli, aby docílil žádané hodnoty. Simulace se komplikuje provázaností jednotlivých akčních členů, kdy horní vrtule vyvolává krouticí moment, který vstupuje do regulace azimutu jako chyba. Vstup horní vrtule do regulace azimutu, má za následek zrychlení systému, pokud regulujeme na jednu stranu a naopak zpomalení, pokud se helikoptéra otáčí opačným směrem, při zpomalení nejde o velkou komplikaci, protože nebude mít za následek překmit, který by měl vliv na přenos řízení.

Problém nastává při zrychlení systému, kdy dojde k velkému překmitu, který vyžaduje delší dobu pro vyrovnání. Stejná provázanost platí i opačným směrem, kdy zadní vrtule generuje krouticí moment, který má vliv na elevaci, ale tenhle vliv je jen nepatrný a proto jsem ho do simulace nezaváděl.



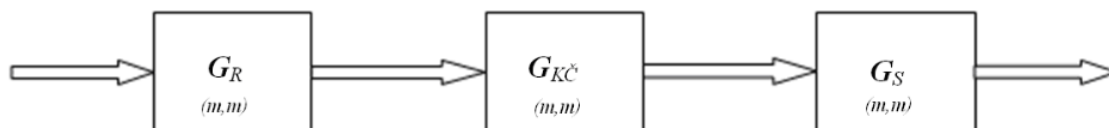
Obrázek 22 – Graf průběhu regulace azimutu a elevace

Na obrázku 22 je vidět překmit, který není pro fungování optimální, protože při větší žádané hodnotě bude reakce regulátoru prudší a tím se překmit zvětší. Překmit budu řešit návrhem korekčního členu, který bude krouticí moment způsobený horní vrtulí korigovat.

### 4.3 Návrh korekčního členu

Korekční člen má za úkol omezení, nejlépe odstranění vzájemných vlivů systému na regulaci jednotlivých systémů. Když to vztáhnou přímo na mnou řešený model helikoptéry, tak pomocí korekčního členu se snažím omezit vliv horní vrtule na regulování azimutu, protože krouticí moment způsobený horní vrtulí vstupuje do regulačního obvodu azimutu jako chyba, která způsobuje značný překmit.

Pokud se nám podaří správně navrhout korekční člen, tj. kdy žádaná veličina  $w_i$  ovlivní pouze výstupní veličinu  $y_i$ , můžeme systém nazývat plně autonomní, pokud se nám nepodaří úplně odstranit vzájemný vliv podsystémů, což je v praxi nejčastější nazýváme systém částečně autonomní.



Obrázek 23 – Schéma se zařazením korekčního členu. (5)

Pro zajištění autonomnosti mnou řešeného systému je potřeba navrhout korekční člen, který bude reagovat na krouticí moment generovaný horní vrtulí helikoptéry, který následně ovlivňuje azimut.

Podmínka autonomnosti je dána tím, že matice řízení  $G_{wy}$  je diagonální, z operací s maticemi vyplývá, že inverzní matice k matici diagonální, je opět maticí diagonální i výsledek součinu dvou diagonálních matic bude opět matice diagonální, to znamená, že k návrhu korekčního členu můžeme použít přenos otevřeného regulačního obvodu  $G_o$ . (5) Otevřený regulační obvod je obecně dán součinem

$$G_o = G_R \cdot G_S$$

kde je  $G_R$  – přenos regulátoru,  $G_S$  – přenos soustavy.

My do součinu vložíme korekční člen, kterým přenos otevřeného regulačního obvodu převedeme na diagonální

$$G_o = G_R \cdot G_{K\check{c}} \cdot G_S$$

kde  $G_{K\check{c}}$  je přenos korekčního členu.

Protože autonomnost systému spočívá v tom, že jeden regulátor reguluje jen jednu veličinu, tak matice  $G_R$  je už z principu autonomních systémů diagonální. Takže se musíme zaměřit čistě na součin:  $G_{K\check{c}} \cdot G_S$

Matice vypadají takto:

$$G_S = \begin{bmatrix} G_{S11} & G_{S12} \\ G_{S21} & G_{S22} \end{bmatrix}, G_{K\check{c}} = \begin{bmatrix} G_{K\check{c}11} & G_{K\check{c}12} \\ G_{K\check{c}21} & G_{K\check{c}22} \end{bmatrix}$$

Tím, že my máme vazbu jen jedné vrtule na obě regulované veličiny, tak se nám jeden člen matice vynuluje a jelikož regulaci jednotlivých systémů chceme nechat bez úpravy, tak pro ně nebudeme navrhovat korekční člen, to znamená, že v matici je nahradíme hodnotou 1.

$$G_S = \begin{bmatrix} G_{S11} & 0 \\ G_{S21} & G_{S22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1,318}{s \cdot (1,385s + 1)} & 0 \\ \frac{0,2606}{s \cdot (0,99s + 1)} & \frac{0,3596}{s \cdot (0,4s + 1)} \end{bmatrix}, G_{K\check{c}} = \begin{bmatrix} 1 & G_{K\check{c}12} \\ G_{K\check{c}21} & 1 \end{bmatrix}$$

$$G_S \cdot G_{K\check{c}} = \begin{bmatrix} G_{S11} & 0 \\ G_{S21} + G_{S22} \cdot G_{K\check{c}21} & G_{S22} \end{bmatrix}$$

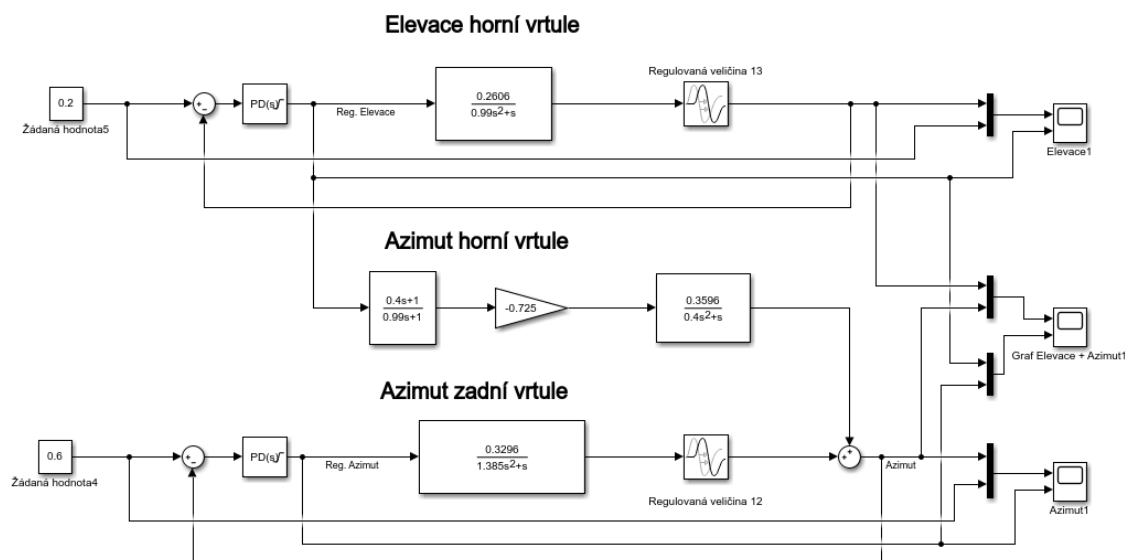
Při vynásobení matic je zřejmé, že budeme navrhovat jen jeden korekční člen. Potřebujeme dostat diagonální matici, takže součet se musí rovnat 0.

$$G_{S21} + G_{S22} \cdot G_{K\check{c}21} = 0 \rightarrow G_{K\check{c}21} = -\frac{G_{S21}}{G_{S22}} = -\frac{\frac{0,2606}{s \cdot (0,99s + 1)}}{\frac{0,3596}{s \cdot (0,4s + 1)}}$$

Po úpravě dostaneme konečný tvar korekčního členu:

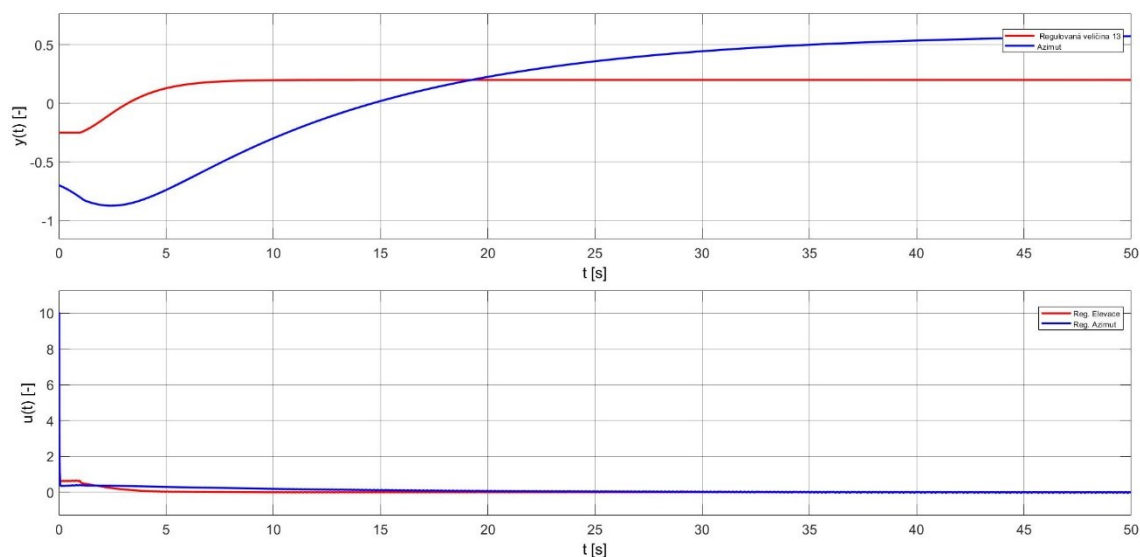
$$G_{K\check{c}21} = -k_p \cdot \frac{T_1s + 1}{T_2s + 1} = -0,725 \cdot \frac{0,4s + 1}{0,99s + 1}$$

Výsledný přenos korekčního členu dosadím do simulačního schématu systému.



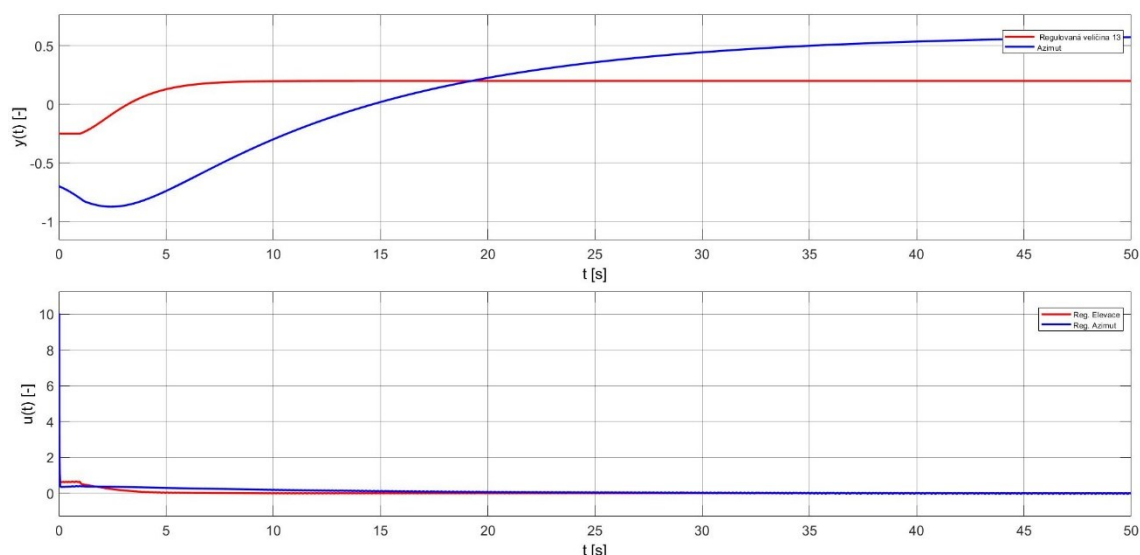
Obrázek 24 - Simulační schéma s korekčním členem

Díky korekčnímu členu, by se mělo odstranit vzájemné ovlivnění regulovaných veličin a systém by měl být plně autonomní. Kvalitu regulace s korekčním členem zjistíme z grafu provedené simulace.



Obrázek 25 – Regulace azimutu a elevace s kompletním korekčním členem

Jelikož jsou časové konstanty v přenosu korekčního členu velmi malé, tak jsem provedl pokus s úplným odstraněním dynamiky korekčního členu a ponechal jsem jen zesílení korekčního členu.

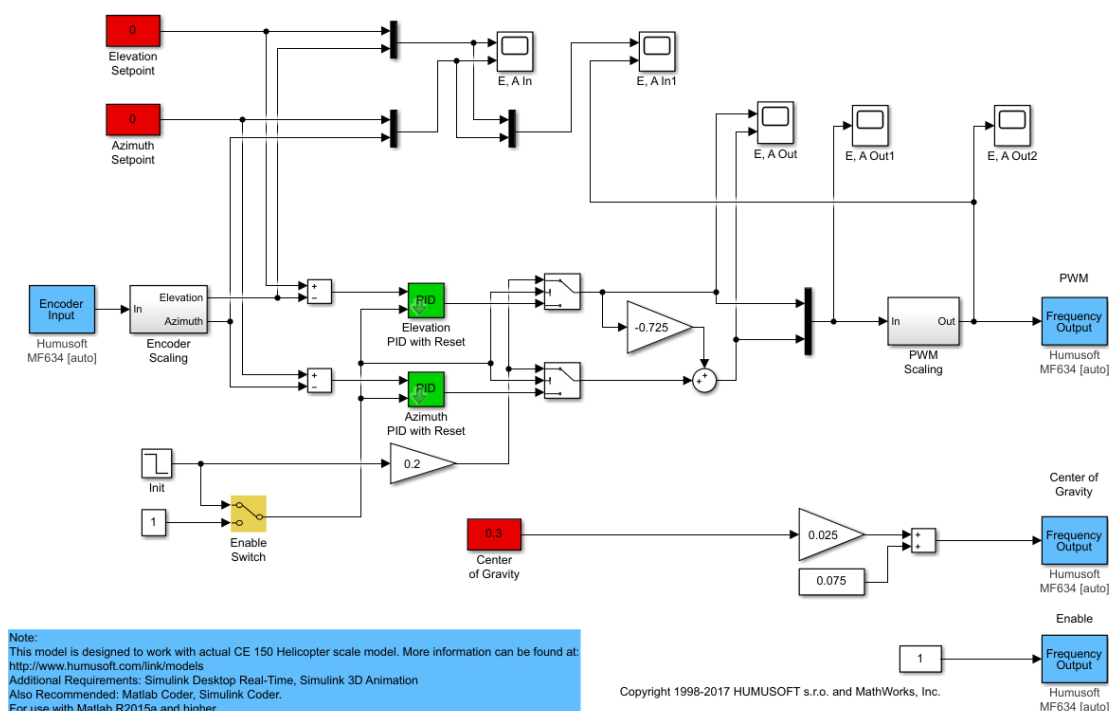


Obrázek 26 – Regulace azimutu a elevace s korekčním členem bez dynamiky

Při porovnání grafů na obrázcích 25 a 26 je patrné, že dynamika korekčního členu má velmi malý vliv. Tím, že jsem dynamiku korekčního členu odstranil, jsem sice nesplnil podmínku pro plně autonomní systém, ale jelikož je zesílení korekčního členu dominantním prvkem přenosu členu, tak funkce korekčního členu zůstala zachována a chyba, která je přenesena na regulátor azimutu, je velmi malá a regulátor ji zvládne vyregulovat. Tím jsem dosáhl hladké regulace bez překmitu.

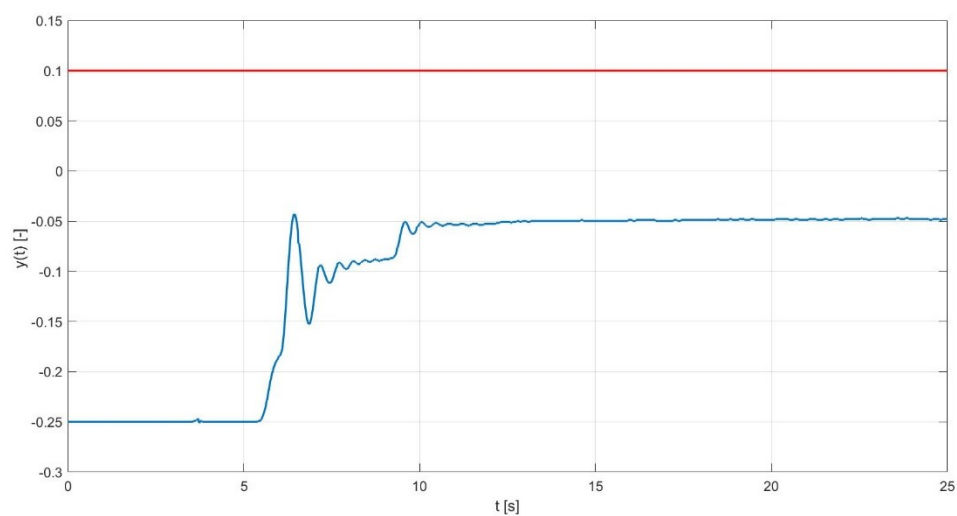
#### 4.4 Aplikace PD regulátoru na reálný model

Pro testování regulátoru jsem použil blokové schéma dodané přímo k modelu, jen jsem musel do schématu zařadit korekční člen.



Obrázek 27 – Blokové schéma pro testování regulátoru

Testování jsem provedl se vzorkovací frekvencí shodnou s frekvencí při měření, to je 100 Hz.



Obrázek 28 – Průběh azimutu

Z obrázku 28 je patrná trvalá regulační odchylka, to znamená, že soustava má proporcionální charakter.

## 5 Návrh PID regulátoru

Jelikož byla původní úvaha, že helikoptéra při sledování natočení je integrační soustava, tak by PD regulátor měl regulaci modelu zvládnout bez problému, ale jak je vidět obrázku 28, tak PD regulátor má trvalou regulační odchylku. Další logický postup byl návrh PID regulátoru, který obsahuje integrační složku, kterou jsem čekal, že dodá samotná soustava integračního charakteru. (6)

Pro návrh PID regulátoru jsem využil metodu SIMC, která je definována i pro ladění regulátorů a v případě potřeby mi umožní si zvolit dobu regulace jednotlivých systémů a tím docílit zpomalení jedné regulace oproti druhé, což by mi mohlo dovolit odstranit korekční člen.

Pro regulátor mé soustavy je metodou SIMC doporučen PID regulátor, kdy jeho stavitelné parametry se vypočítají pomocí vztahů (7)

$$k_p^* = \frac{T_2 + 4(T_w + T_d)}{4k_1(T_w + T_d)^2}; T_I^* = T_2 + 4(T_w + T_d); T_D^* = \frac{4T_2(T_w + T_d)}{T_2 + 4(T_w + T_d)}$$

kde je  $T_I^*$  – integrační časová konstanta.

Časová konstanta  $T_w$  je parametr, který slouží pro ladění rychlosti regulace, ale jelikož systémy, které potřebuji regulovat, jsou rychlostně odlišné, tak využiji doporučení pro metodu SIMC, kdy volím  $T_w = T_d$ , tím dostanu vztahy:

$$k_p^* = \frac{T_2 + 8T_d}{16k_1T_d^2}; T_I^* = T_2 + 8T_d; T_D^* = \frac{8T_2T_d}{T_2 + 8T_d}$$

**Výpočet hodnot pro PID regulátor azimutu:**

$$G_s(s) = \frac{1,318}{s \cdot (1,385s + 1)} \cdot e^{-1,18s} \rightarrow T_2 = 1,385; k_1 = 1,318; T_d = 1,18$$

$$k_p^* = \frac{T_2 + 8T_d}{16k_1T_d^2} = \frac{1,385 + 8 \cdot 1,18}{16 \cdot 1,318 \cdot 1,18^2} = 0,37$$

$$T_I^* = T_2 + 8T_d = 1,385 + 8 \cdot 1,18 = 10,83$$

$$T_D^* = \frac{8T_2T_d}{T_2 + 8T_d} = \frac{8 \cdot 1,385 \cdot 1,18}{1,385 + 8 \cdot 1,18} = 1,2$$

**Výpočet hodnot pro PID regulátor elevace:**

$$G_s(s) = \frac{0,2606}{s \cdot (0,99s + 1)} \cdot e^{-1,04s} \rightarrow T_2 = 0,99; k_1 = 0,2606; T_d = 1,04$$

$$k_p^* = \frac{T_2 + 8T_d}{16k_1T_d^2} = \frac{0,99 + 8 \cdot 1,04}{16 \cdot 0,2606 \cdot 1,04^2} = 2,05$$

$$T_I^* = T_2 + 8T_d = 0,99 + 8 \cdot 1,04 = 9,31$$

$$T_D^* = \frac{8T_2T_d}{T_2 + 8T_d} = \frac{8 \cdot 0,99 \cdot 1,04}{0,99 + 8 \cdot 1,04} = 0,9$$

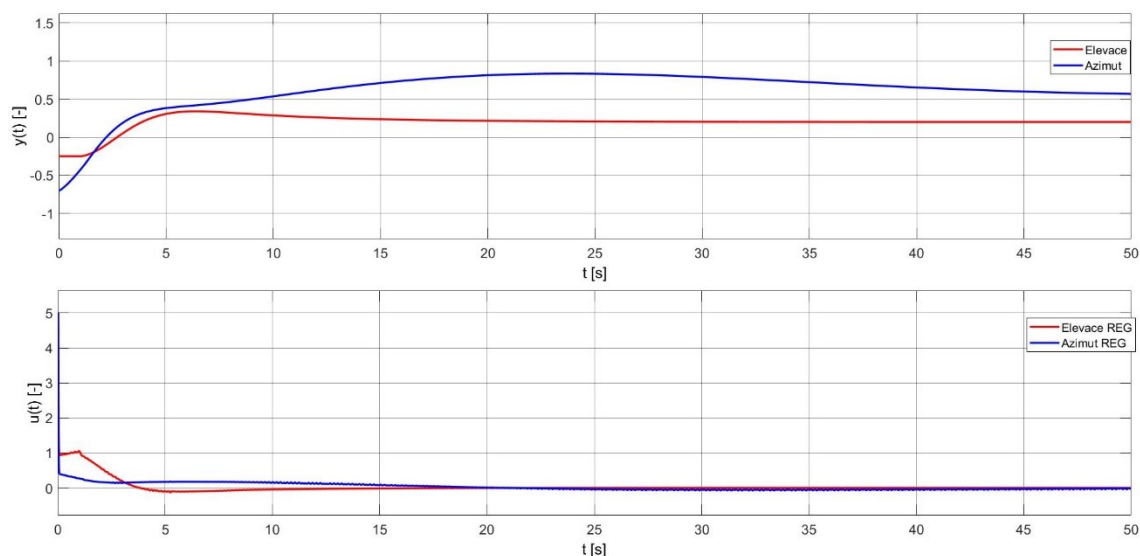


## 6 Aplikace PID regulátoru na simulační model a reálný model

Od PID regulátoru jsem si sliboval lepší chování při reálném použití, kdy by integrační složka regulátoru měla odstranit trvalou regulační odchylku. U simulace bylo těžké chování odhadnout, protože simulace proběhla dobře i při použití PD regulátoru.

### 6.1 Simulace propojených systémů

Pro simulaci jsem použil podobné schéma jako na obrázku 24, jen jsem nepoužil korekční člen a PD regulátor jsem nahradil PID regulátorem.

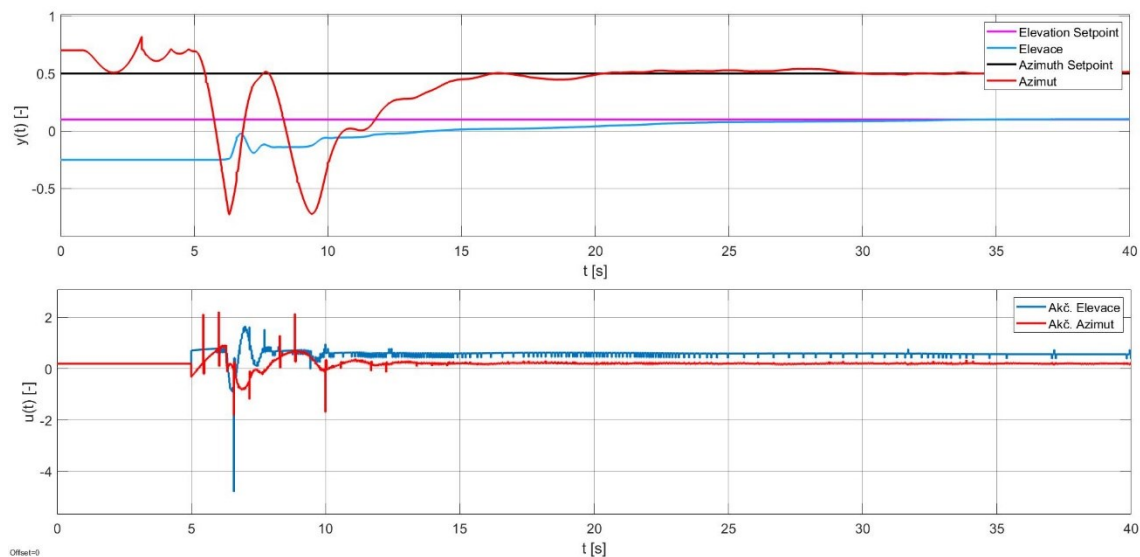


Obrázek 29 – Simulace regulace s PID regulátorem

Simulace PID regulátoru vyšla hůř než simulace PD regulátoru, protože mají překmit obě sledované veličiny. Zhoršení regulace při použití PID regulátoru je dáno samotnou simulací, protože simulace nezahrnuje všechny vlivy prostředí a konstrukce a bere systém za čistě integrační, což se sčítá s integračním členem regulátoru. (8)

## 6.2 Aplikace PID regulátoru na reálný model

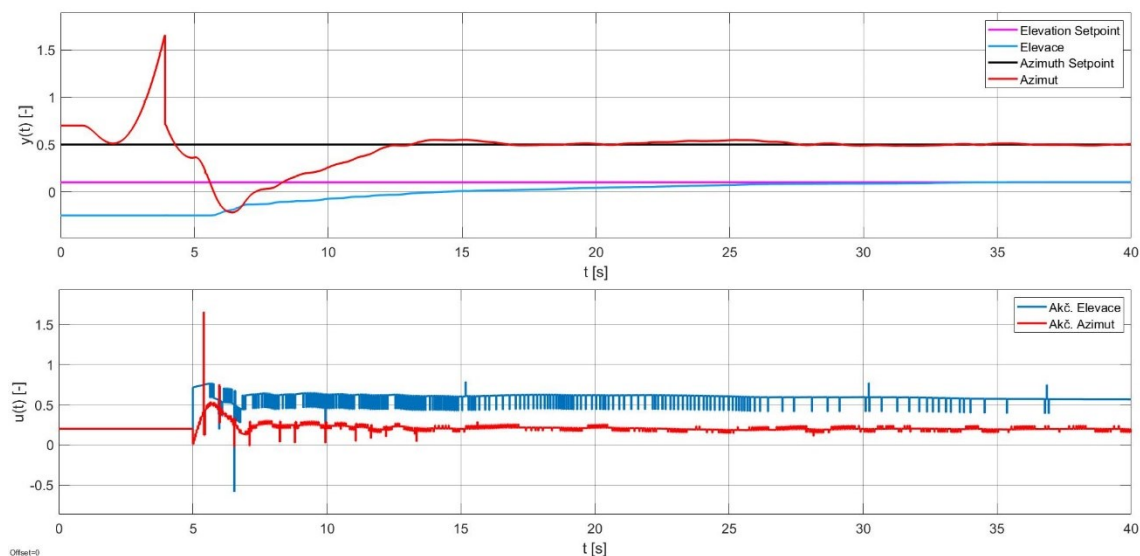
Pro testování jsem použil stejné schéma jako na obrázku 27.



Obrázek 30 – PID s korekčním členem

Na obrázku 30 je regulace pomocí PID regulátoru s korekčním členem. (Regulace probíhá až po pěti sekundách, od spuštění programu, protože prvních pět sekund probíhá kalibrace modelu)

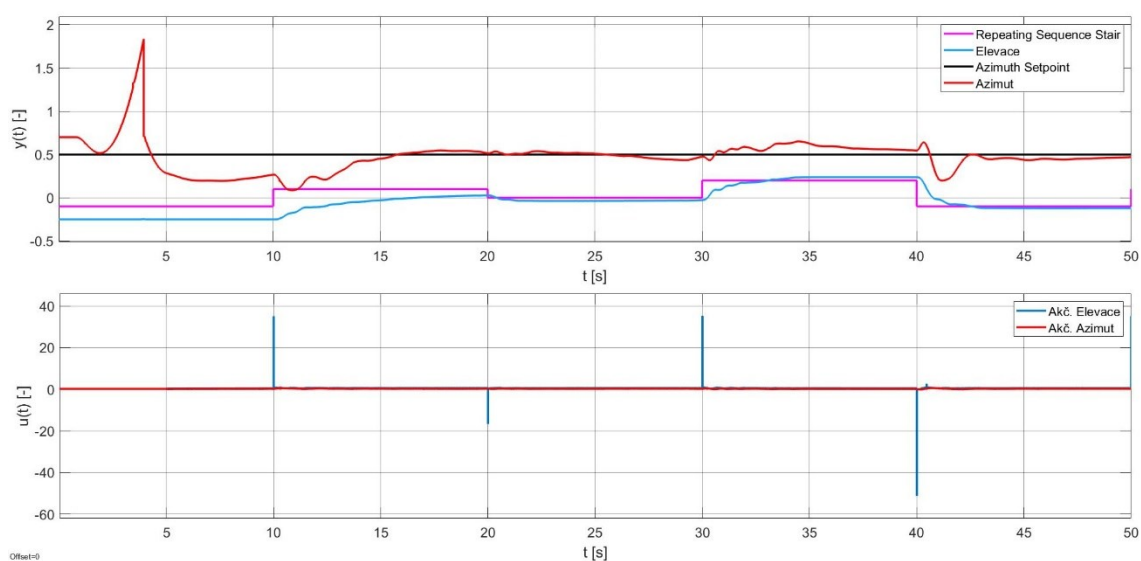
Začal jsem první testování PID regulátoru hned s korekčním členem, ale korekční člen zpomalil nástup regulátoru zadní vrtule, která nestihla reagovat na krouticí moment generovaný horní vrtulí, a to mělo za následek přesně opačný účinek, než jsem od korekčního členu požadoval. Proto jsem pro další měření od použití korekčního členu ustoupil.



Obrázek 31 – Regulace bez korekčního členu

Bez korekčního členu funguje regulace velice dobře. Použité hodnoty stavitelných parametrů regulátoru jsou hodnoty, které vyšly přímo z metody SIMC, což značí dobře provedenou identifikaci systému.

Dále jsem chtěl otestovat chování regulátorů, při kratším časovém úseku na regulaci a při řadě skokových změn



Obrázek 32 – Změna žádané veličiny v intervalech

Reakce regulátorů je opět velmi dobrá. Musíme brát v úvahu, že prvních pět sekund probíhá kalibrace, následně začíná regulace, proto na první skokovou změnu regulátor nestihne zareagovat, protože mu po kalibraci zbývá pět sekund z intervalu, ale ostatní skokové změny už jsou krásně kopírované.

## 7 Návod do cvičení

Téma cvičení: Analýza a syntéza modelu helikoptéry CE150

Cíle cvičení:

- Provést měření umožňující identifikaci systému
- Aproximovat naměřená data, pro získání jednotlivých přenosů
- Navrhnout konvenční PID regulátor
- Ověřit správnost návrhu simulačně a na reálném modelu

Studenti si v průběhu cvičení vyzkouší práci s reálným modelem, identifikace systému, návrh regulátoru a následnou aplikaci regulátoru na simulační a reálný model.

### 7.1 Seznámení se s modelem

Helikoptéra ovládána pomocí dvou vrtulí, které jsou poháněny stejnosměrnými motorky napájenými stejnosměrným napětím v rozsahu 0–10 V. Vrtule jsou specificky řízeny, kdy při napětí 5 V mají nulové otáčky, v rozmezí 0,01–4,99 V se točí jedním směrem a v rozmezí 5,01–10 V směrem druhým. Pro řízení motorků využíváme PWM signál.

Helikoptéra má dva stupně volnosti:

1. Rotace kolem svislé osy – Azimut
2. Rotace kolem horizontální osy (Osa protínající kolmo bok helikoptéry) - Elevace

Azimut je ovlivněn oběma vrtulemi, kdy horní vrtule při regulaci elevace vytváří krouticí moment, který je vyrovnáván zadní vrtulí.

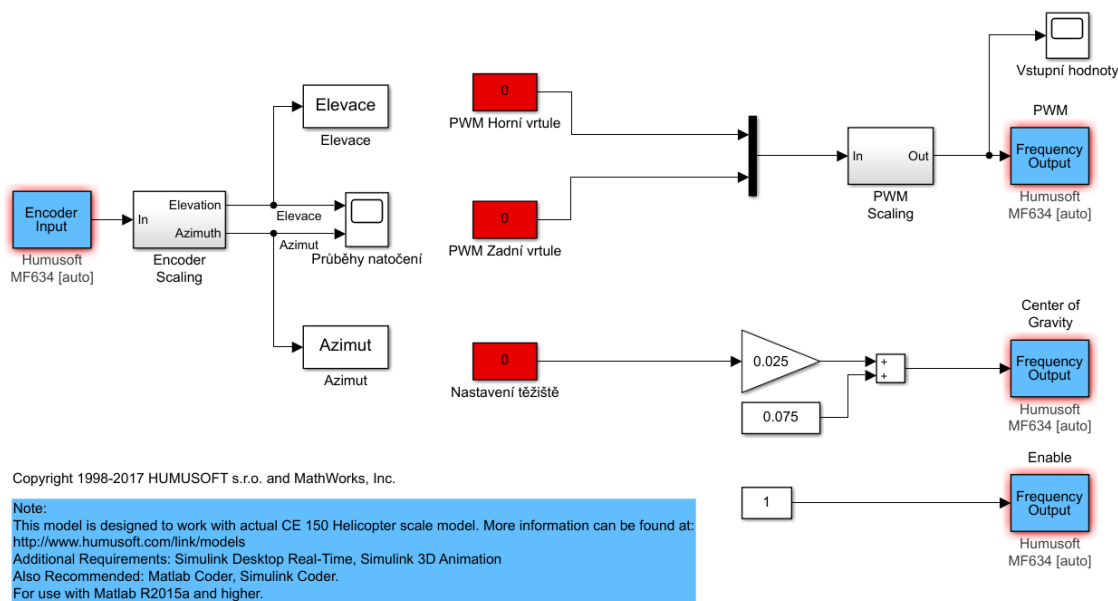
Elevace je ovlivněna také oběma vrtulemi, ale vliv zadní vrtule díky velkému posunutí od těžiště je zanedbatelný, tak uvažujeme jen ovlivnění horní vrtulí.

Při sledování azimutu i elevace, jde o sledování polohy, které by bez omezení mohlo pokračovat do nekonečna, takže jde o systém s integračním charakterem.

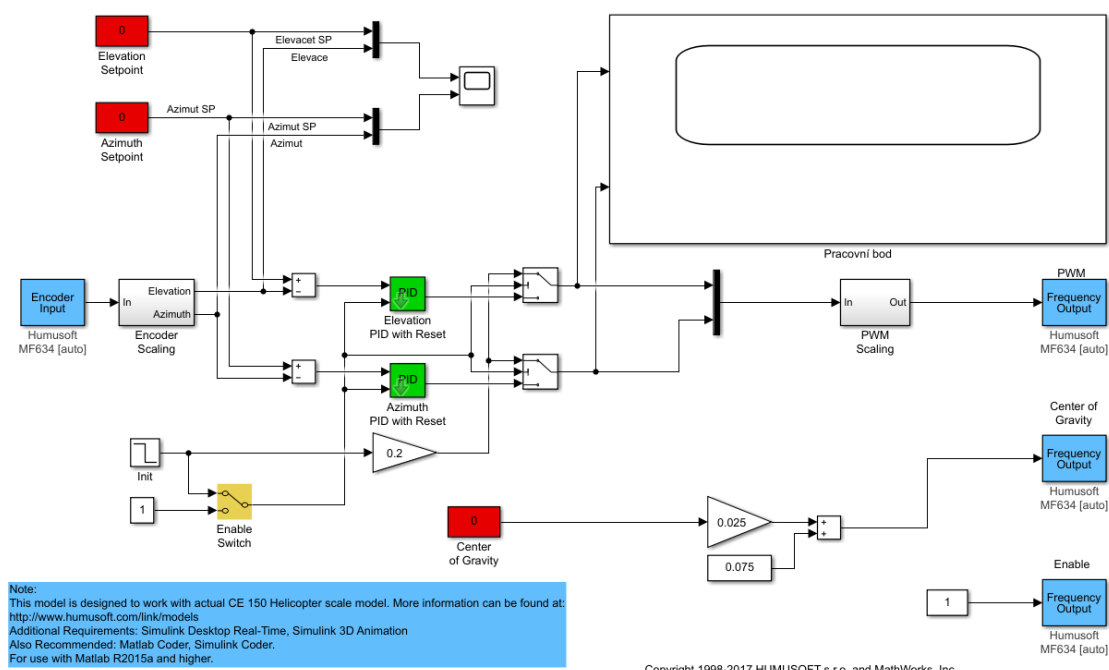
### 7.2 Měření přechodové charakteristiky

Pro měření přechodové charakteristiky využijte soubory *Pracovni\_bod.slx* a *Mereni\_prech\_char.slx*, jejich umístění na disku je:

D:\CE150\CE15x\_124\ISTR\CE150\SLDRT\R2018b



Obrázek 33 –Mereni\_prech\_char.slx



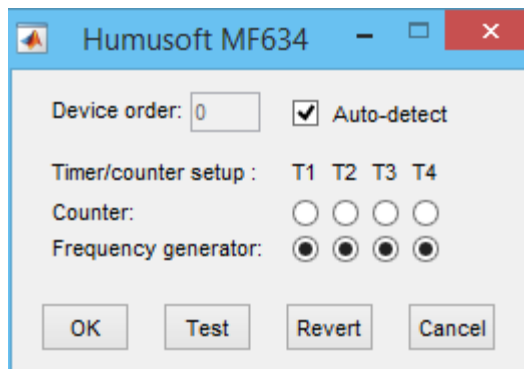
Obrázek 34 - Pracovni\_bod.slx

### 7.2.1 Důležité body pro měření

- Pro měření budeme nastavovat PWM signál pro jednotlivé vrtule. Tím že jde o PWM signál, tak rozsah zadávaných hodnot je 0–1.
- Měřte každou vrtuli zvlášť, protože jde o MIMO (vícerozměrový) systém a veličiny by se navzájem ovlivňovaly.
- Všechna měření provádějte se stejným nastavením těžiště, jelikož změna těžiště Vám lehce změní chování modelu.
- Měření přechodové charakteristiky provádějte pro pracovní bod a jeho okolí.

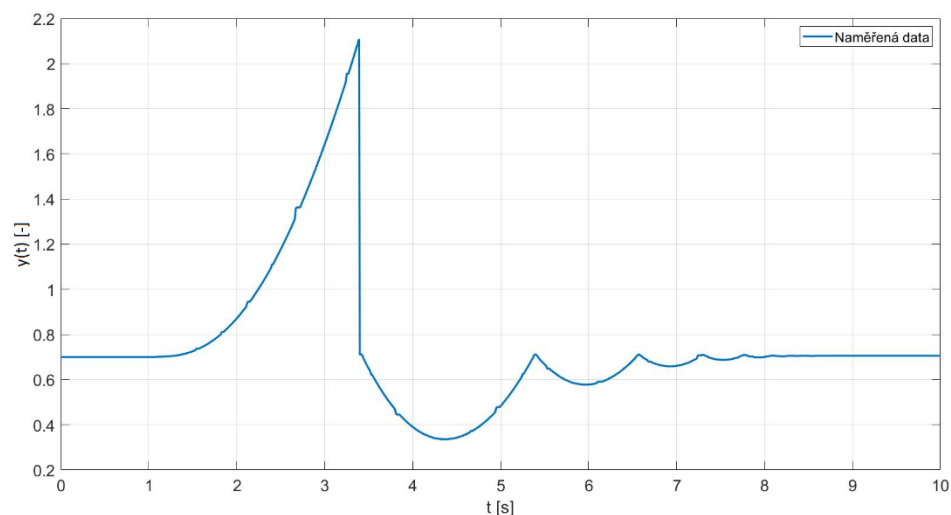
### 7.2.2 Postup měření:

1. Otevřete si soubor **Pracovni\_bod.slx**
2. Ujistěte se, že máme správně nastavené vstupy a výstupy na měřicí kartě rozkliknutím jakéhokoli modrého bloku, kde zvolíme možnost **Board setup**. Nastavení by se mělo shodovat s obrázkem 35.



Obrázek 35 – Nastavení měřící karty

3. Nastavte si hodnoty červených bloků, kdy těžiště volte stejné, pro jaké budete měřit přechodovou charakteristiku. Rozsah nastavení bloku **Elevation Setpoint** je -0,25–0,25 a rozsah bloku **Azimuth Setpoint** je -0,75 –0,75, obě hodnoty jsou natočení vyjádřené v radiánech. Ideální volba je někde uprostřed rozsahů, jelikož potřebujeme zjistit pracovní bod helikoptéry.
4. Nastavte dobu simulace na hodnotu *inf* a spusťte program, prvních 5 sekund probíhá kalibrace, až poté začne program s regulací. Po ustálení modelu v nastavené poloze ukončíme program.
5. Otevřete si blok **Pracovní bod** a запиšte si hodnotu, kterou posílal regulátor do systému před ukončením regulace, jak pro horní vrtuli, tak i pro zadní. To je požadovaný pracovní bod.
6. Otevřete si soubor **Mereni\_prech\_char.slx** (zde neprobíhá kalibrace, tzn. relevantní hodnoty začínají se spuštěním programu)
7. Nastavte těžiště, tak aby odpovídalo nastavení při měření pracovního bodu a zadejte pracovní bod pro zadní vrtuli do pole **PWM Zadní vrtule**. Spusťte program a sledujte na, kterou stranu se model pohybuje, poté program zastavte.
8. Vyčistěte si WorkSpace, dejte helikoptéru ručně do krajní polohy, tak aby po spuštění programu opsala celý svůj rozsah 270°. Pro aproximaci totiž potřebujete co nejdelší dráhu, když máte jen omezený rozsah pohybu.
9. **Uložte si obsah WorkSpace a запиšte si hodnotu PWM z bloku Vstupní hodnoty**, kterou jste do modelu posílali.



Obrázek 36 – Předpokládaný výsledek měření vykreslený pomocí příkazu plot

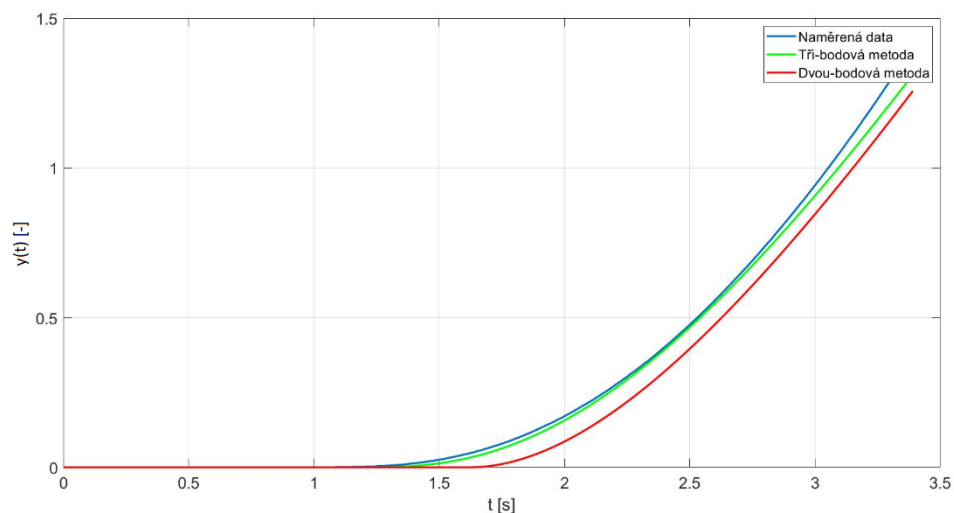
10. Body 7–9 opakujte pro horní vrtuli.

### 7.3 Aproximace

- Před samotnou aproximací, je potřeba u naměřených dat odstranit zuby způsobené IRC snímačem nahrazením chybných úseků přímkou (jen pokud to ovlivní vybranou aproximační metodu).
- Dále je potřeba kompenzovat kalibraci, kdy si helikoptéra najíždí do referenčního bodu. Úpravu je potřeba provést, jen pro zadní vrtuli, a provedeme ji tak, že od všech hodnot odečteme 0,7.
- U horní vrtule, nemusíme nic kalibrovat, ale pro lepší přehled při aproximaci doporučuji přičíst ke všem hodnotám 0,25, tím se dostaneme do oblasti kladných čísel.
- Pracujte jen s oblastí před nárazem na doraz, oblast po nárazu doporučuji odstranit.
- Je důležité dobře určit akční veličinu, jelikož obě vrtule mají dva směry rotace, kdy hraniční napětí je 5 V. Vycházet budeme z hodnoty PWM zaznamenané v bloku **Vstupní hodnoty**, to jsou hodnoty PWM, které jsou posílány do helikoptéry, ale protože motor funguje ve dvou ohraničených oblastech tak musíme od odesílaného PWM vynásobeného maximálním napětím (10 V) odečíst hraniční napětí 5 V, čímž sjednotíme oblasti do stejného měřítka, pro zbavení se záporných hodnot použijeme absolutní hodnotu.

$$u(t) = |5 - PWM \cdot 10|$$

- Zpracovaná data je potřeba aproximovat, je na vás, jakou metodu zvolíte, ale dvoubodová metoda vychází velice dobře a pokud by měla moc velkou odchylku, tak i tří bodová metoda vychází velmi pěkně.



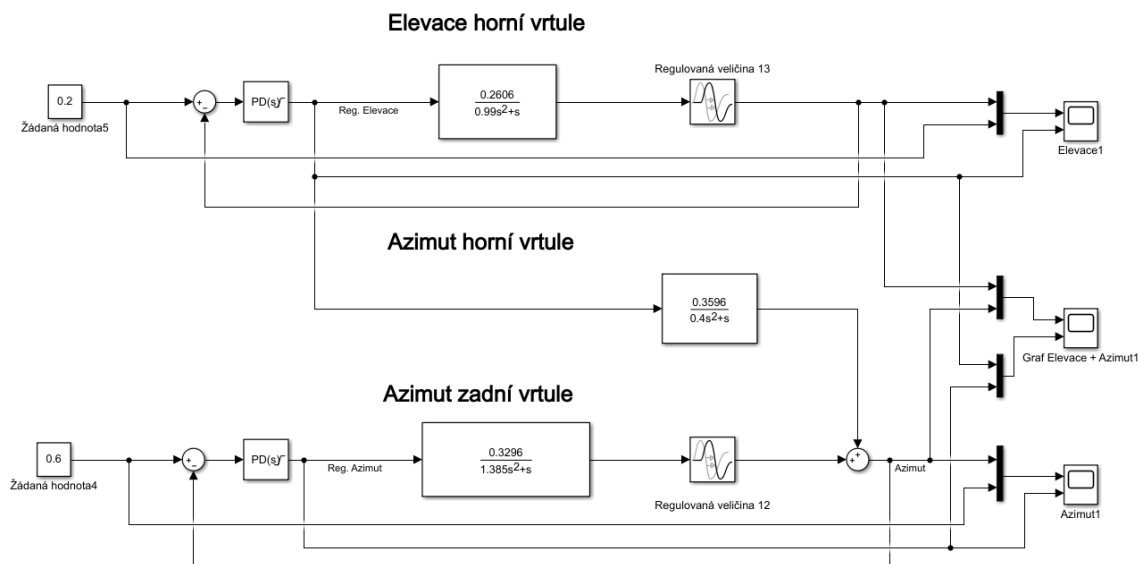
Obrázek 37 – Porovnání naměřených dat s výslednými funkcemi

## 7.4 Návrh regulátoru

Pro model helikoptéry je doporučen PID regulátor, je jedno, která metoda bude použita, všechny by měly vést k podobnému výsledku.

## 7.5 Simulace

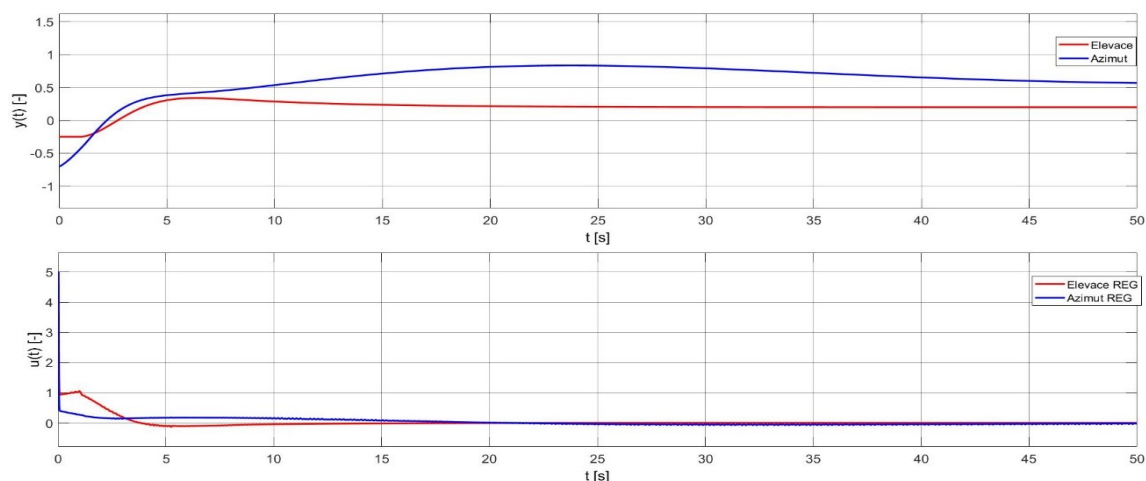
Vypočtené hodnoty je potřeba vložit do simulace, aby při chybě ve výpočtu nedošlo ke zničení modelu. Simulaci provedeme pomocí prostředí Matlab/Simulink.



Obrázek 38 – Simulační schéma

Pro funkci simulace, je důležitá správně identifikovaná soustava, tzn. správně provedená aproximace, dále je dobré znát vazby systému, kdy v obrázku 38 je znázorněna vazba horní vrtule na pohyb v obou osách, to stejné by se dalo použít i pro zadní vrtuli, ale je otázkou, jestli má daná vazba relevantní vliv ke zkoumanému měřítku systému.





Obrázek 39 – Graf simulace

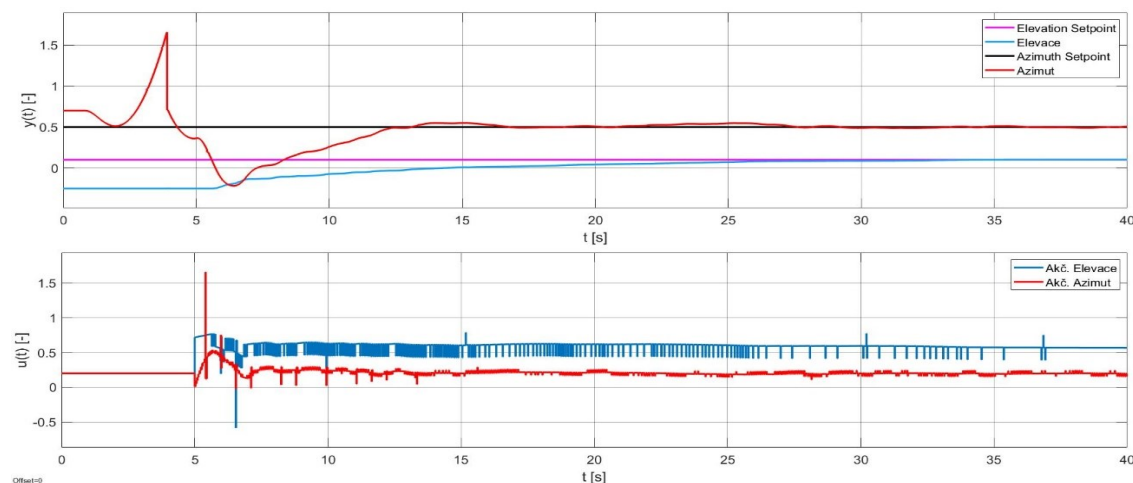
## 7.6 Testování vypočtených hodnot PID regulátoru

Pro testování využijeme souboru **Pracovní\_bod.slx**, kde přepíšeme hodnoty PID regulátorů, jelikož většina metod pro návrh PID regulátoru má jako výstup parametry  $T_I$ ,  $T_D$ ,  $k_p$ , ale použitý regulátor má parametry roznásobené, tudíž musíme vložit parametry  $k_I$ ,  $k_D$ ,  $k_p$ . Parametr  $k_I$  je váha integrační složky regulátoru, kterou získáme ze vztahu

$$k_I = \frac{k_p}{T_I}$$

a parametr  $k_D$  je váha derivační složky regulátoru, kterou získáme ze vztahu

$$k_D = k_p \cdot T_D$$



Obrázek 40 – Průběh regulace

Takhle by měl vypadat výsledek regulace, horní graf jsou průběhy regulovaných veličin. Modře je vyznačena elevace a červeně azimut. Spodní graf je průběh akčních veličin.

Průběh regulovaných veličin nebývá s vypočtenými hodnotami vždy úplně optimální. Reakce systému může být velmi pomalá nebo naopak velmi rychlá s překmitem, to všechno závisí na přesnosti provedené identifikace systému a zvolené metodě návrhu regulátoru. Pro optimalizaci je potřeba upravit jednotlivé parametry regulátoru. Následně byste měli získat funkční regulační obvod.

## 8 Závěr

Stanovené cíle byly splněny. V první kapitole jsem se věnoval seznámení se s modelem helikoptéry CE150, kdy jsem hlavní pozornost věnoval možnostem pohybu a ovládání akčních členů modelu. Mezi nejdůležitější informace patří, že model má dva stupně volnosti (azimut a elevaci) a způsob ovládání jednotlivých akčních členů pomocí napětí ve dvou intervalech (0; 5) V a (5; 10) V. Oba stupně volnosti mají omezený pohyb, kdy změna elevace má rozsah pohybu  $90^\circ$  a azimut má rozsah pohybu  $270^\circ$ . Model helikoptéry má tři akční prvky, kdy všechny jsou ovládány pomocí PWM signálu. Jeden akční člen je nastavení těžiště, které mění váhu reakcí zbývajících akčních členů, změna těžiště je prováděna lineárním motorem, kdy posunutí těžiště je definováno příchozím PWM signálem. Při zjišťování možností zbývajících akčních členů, které mají vliv na pohyb v jednotlivých stupních volnosti, jsem původně vycházel z publikace (9), ale tam měli nejspíš instalovaný jiný motor hlavní vrtule s odlišným řízením, protože při provedených pokusech na mnou řešeném modelu jsem dospěl k závěru, že oba akční členy představované stejnosměrnými motory mají stejnou konstrukci se stejným ovládáním, které je v rozsahu 0 – 10 V, kdy při napětí 5 V mají motory nulové otáčky a podle pohybu napětí nahoru nebo dolů se mění směr rotace.

V další kapitole jsem se zabýval identifikací systému, kdy jsem zjišťoval vliv vrtulí na pohyb v obou stupních volnosti a následným vyjádřením vlivů pomocí přenosů soustav. Z provedených měření vyplynul zásadní vliv horní vrtule na pohyb v obou osách a vyrovnávací účel zadní vrtule, která má zásadní vliv na azimut, kdy vyrovnává nebo tlumí krouticí moment generovaný hlavní vrtulí. Zadní vrtule také generuje krouticí moment, který ovlivňuje elevaci, ale jelikož se při měření krouticí moment zásadně neprojevil, tak jsem tenhle vliv nezahrnul do návrhu. Přenosy soustav jsem z naměřených dat získal díky aproximaci. Pro aproximaci jsem využil metodu dvou bodovou a tří bodovou, které jsem zvolil na základě svých zkušeností ze studia. Jelikož pro využití zmíněných metod je potřeba proporcionální charakter soustavy, tak jsem pro aproximaci použil impulsní funkci, kterou jsem dostal derivací naměřených dat.

Dalším cílem byla syntéza systému, kdy jsem zvolil pro návrh regulátoru metodu požadovaného modelu, pro kterou jsem první musel upravit přenosy vycházející z aproximace tří bodovou metodou. Metoda požadovaného modelu má pro získané přenosy definovaný PD regulátor. PD regulátor jsem první otestoval simulačně, pomocí blokového schématu vytvořeného v prostředí Matlab/Simulink. Průběh regulace s PD regulátorem byl dobrý, ale vlivem propojení vlivů obou vrtulí došlo k překmitu azimutu. Pro zmínění překmitu, jsem navrhnul korekční člen, díky kterému by měl být systém plně autonomní, tzn. regulátory by se neměly navzájem ovlivňovat. S korekčním členem byl simulovaný průběh regulace ideální pro následné otestování na reálném modelu.

PD regulátor na reálném modelu fungoval, ale s trvalou regulační odchylkou, což ukazuje na možný proporcionální charakter soustavy. Pro odstranění trvalé regulační odchylky jsem navrhnul PID regulátor, který jsem navrhnul pomocí metody SIMC. Při simulaci PID regulátoru se i s korekčním členem objevil překmit, který byl způsobem součtem integračních složky PID regulátoru a integračním charakterem přenosu použitým v simulaci. Ale z aplikace PD regulátoru bylo zřejmé, že simulace neodpovídá reálnému

modelu. PID regulátor na reálném modelu fungoval velmi dobře, přímo s vypočtenými hodnotami a reakce systému na skokové změny žádané veličiny byly rychlé.

Na základě poznatků zjištěných v průběhu analýzy a syntézy modelu helikoptéry, jsem zpracoval návrh do cvičení a připravil bloková schémata, která jsou připravená pro měření a následnou aplikaci navržených regulátorů. Návod do cvičení popisuje většinu vlastností modelu helikoptéry CE150, které jsou důležité pro analýzu a syntézu. Návod obsahuje grafy, které slouží pro kontrolu relevantnosti naměřených dat.

Dalším směrem řešení, může být srovnání mnou navrženého regulátoru s regulátorem navrženým pro menší vzorkovací frekvenci nebo navržení regulátoru metodou, která zohledňuje více rozměrový systém. Dále by se dal navrhnout jednoduchý software pro nastavení žádaných hodnot. Jako nejzajímavější směr řešení považuji rozšíření regulace o vliv těžiště, kdy se bude nastavení regulátoru přizpůsobovat změně těžiště.

## **Poděkování**

Chtěl bych poděkovat doc. Ing. Renatě Wagnerové, Ph.D za velkou trpělivost, ochotu a spoustu cenných rad, díky kterým jsem byl schopen dokončit tuto bakalářskou práci.

## 10. Seznam použité literatury

- (1) Humusoft, CE150 Helikopter model. User's manual. PRAHA: HUMUSOFT, 2002.
- (2) Metody identifikace systémů z přechodových charakteristik [online]. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava, FAKULTA STROJNÍ, Katedra automatizační techniky a řízení, - [cit. 2020-01-16]. Dostupné z: <http://books.fs.vsb.cz/Identifikace/str/metody.htm#ma1>
- (3) VÍTEČEK, Antonín a Miluše VÍTEČKOVÁ. Základy automatické regulace. 2. Dotisk Přepřac. 2. vyd. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava, 2019, ISBN 978-80-248-1924-2.
- (4) The MathWorks, Simulink [online]. Natick, USA: The MathWorks, 2020 [cit. 2020-01-16]. Dostupné z: <https://www.mathworks.com/help/simulink/index.html>
- (5) ZAPLETAL, Tomáš. Syntéza řízení mnohorozměrových lineárních regulačních obvodů [online]. Ostrava, 2009 [cit. 2020-05-06]. Dostupné z: [https://dspace.vsb.cz/bitstream/handle/10084/71518/ZAP110\\_FS\\_N2301\\_3902T004\\_2009.pdf?sequence=1&isAllowed=n](https://dspace.vsb.cz/bitstream/handle/10084/71518/ZAP110_FS_N2301_3902T004_2009.pdf?sequence=1&isAllowed=n). Diplomová práce. Vysoká škola báňská Technická univerzita Ostrava. Vedoucí práce Prof. Ing. Miluše Vítečková, CSc.
- (6) BALÁTEĚ, Jaroslav. *Automatické řízení* [online]. Praha: BEN - technická literatura, 2003 [cit. 2020-05-10]. ISBN 80-730-0020-2. Dostupné z: [http://utb.tsx.cz/Automaticke\\_rizeni.PDF](http://utb.tsx.cz/Automaticke_rizeni.PDF)
- (7) VÍTEČKOVÁ, Miluše a Antonín VÍTEČEK. *Vybrané metody seřizování regulátorů* [online]. Ostrava: Vysoká škola báňská - Technická univerzita, 2011 [cit. 2020-05-10]. ISBN 978-80-248-2503-8. Dostupné z: <http://books.fs.vsb.cz/ZRMS/vybrane-metody-serizovani-regulatoru.pdf>
- (8) BLAHA, Petr a Petr VAVŘÍN. *Řízení a regulace I: Základy regulace lineárních systémů - spojité a diskrétní* [online]. V. 1.3.8. Brno: Vysoké učení technické v Brně, 2017 [cit. 2020-05-10]. Dostupné z: <https://docs.google.com/viewer?a=v&pid=sites&srcid=ZGVmYXVsdGRvbWFpbnxyaXplbmlhcmVndWxhY2UxfGd4OjYxNTNIYmMONTJjYmViZTE>
- (9) PAULŮ, Dominik. *Řízení modelu vrtulníku pomocí PID regulátorů* [online]. Liberec, 2018 [cit. 2020-05-12]. Dostupné z: <https://dspace.tul.cz/bitstream/handle/15240/151878/BPDominikPaulu2018.pdf?sequence=1&isAllowed=y>. Bakalářská práce. Technická univerzita v Liberci. Vedoucí práce Ing. Lukáš Hubka, Ph.D.